

**POLITECNICO DI MILANO**

FACOLTÀ DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica

in collaborazione con Alenia Aermacchi



# Caratterizzazione aerodinamica di un velivolo addestratore in vista di un'applicazione di controllo attivo

Relatore: Prof. Maurizio QUADRIO

Tesi di Laurea di:

Alice MAROCCO Matr. 766809

Anno Accademico 2011 – 2012



*alle persone che hanno creduto in me,  
sempre ed incondizionatamente*

# Ringraziamenti

Un ringraziamento speciale a tutti coloro che hanno dedicato il loro tempo per insegnarmi cose nuove ed aiutarmi a crescere, sia professionalmente che come persona. Nell'ambito di questa tesi ringrazio tutti coloro che mi hanno seguito in università ed in azienda<sup>1</sup>, in particolar modo Roberto Pertile, Nicola Magnino, Stefano Pesce, Alessandro Gurioli ed il professore Maurizio Quadrio che mi ha sempre sollecitato nel mettermi in gioco, senza timore, spronandomi per fare del mio meglio. Ringrazio di cuore le persone con cui ho condiviso questi anni di studio, quelle che sono state partecipi dei miei momenti più difficili e nello specifico mi rivolgo a Barbara Re e Filippo Tunesi. Un sentito ringraziamento ai miei genitori che mi hanno dato la possibilità di studiare. In ultimo, ma non per questo meno importante, un 'grazie di cuore' al mio fratellino che mi conosce più di chiunque altro e senza il quale non potrei immaginare la mia vita.

---

<sup>1</sup>Il presente lavoro è stato condotto in stretta collaborazione con AleniaAermacchi S.p.A. e attraverso l'uso di informazioni e dati confidenziali di proprietà di Alenia Aermacchi S.p.A. che rimane la sola ed esclusiva proprietaria dei relativi diritti di Intellectual property.

# Indice

|          |   |            |
|----------|---|------------|
| <b>1</b> | <b>Introduzione</b>                                 | <b>1</b>   |
| <b>2</b> | <b>Prerequisiti</b>                                 | <b>3</b>   |
| 2.1      | Aerodinamica ad alta incidenza . . . . .            | 3          |
| 2.2      | Attuatori al plasma per il flow control . . . . .   | 17         |
| <b>3</b> | <b>Struttura del lavoro</b>                         | <b>25</b>  |
| <b>4</b> | <b>Attività di galleria</b>                         | <b>27</b>  |
| 4.1      | Galleria del vento Aermacchi . . . . .              | 27         |
| 4.2      | Modello del velivolo . . . . .                      | 29         |
| 4.3      | Visualizzazioni . . . . .                           | 30         |
| 4.4      | Dove posizionare gli attuatori . . . . .            | 75         |
| 4.5      | Misure di strato limite . . . . .                   | 76         |
| <b>5</b> | <b>Fluidodinamica computazionale</b>                | <b>87</b>  |
| 5.1      | CFD, cos'è? . . . . .                               | 87         |
| 5.1.1    | Procedura CFD . . . . .                             | 89         |
| 5.1.2    | Applicazione delle condizioni al contorno . . . . . | 94         |
| 5.1.3    | Modellazione della turbolenza . . . . .             | 95         |
| 5.2      | Modellistica RANS . . . . .                         | 98         |
| 5.2.1    | Modelli algebrici . . . . .                         | 100        |
| 5.2.2    | Modelli a un'equazione differenziale . . . . .      | 100        |
| 5.2.3    | Modelli a due equazioni differenziali . . . . .     | 102        |
| 5.2.4    | Modelli a più equazioni . . . . .                   | 104        |
| 5.3      | Esecuzione delle simulazioni CFD . . . . .          | 105        |
| 5.4      | Analisi dei risultati . . . . .                     | 107        |
| <b>6</b> | <b>Conclusioni</b>                                  | <b>113</b> |
| <b>A</b> | <b>Curve dei coefficienti aerodinamici</b>          | <b>115</b> |



# Elenco delle figure

|      |   |    |
|------|---|----|
| 2.1  | <i>Tail buffeting</i> . . . . .   | 5  |
| 2.2  | Effetto di angolo di freccia ed equilibratore sulla curva $CL - \alpha$         | 6  |
| 2.3  | <i>Nose, wing, ventral strake</i> . . . . .                                     | 7  |
| 2.4  | Effetto degli <i>strakes</i> sui coefficienti aerodinamici . . . . .            | 8  |
| 2.5  | Esempi di <i>ventral e nose strake</i> . . . . .                                | 9  |
| 2.6  | Effetto degli <i>strakes</i> sul flusso sul dorso dell'ala . . . . .            | 9  |
| 2.7  | Sviluppo di vortici sul <i>forebody</i> in relazione all'incidenza . . . . .    | 12 |
| 2.8  | Fenomeno del <i>vortex lift</i> su ali a delta . . . . .                        | 14 |
| 2.9  | Fenomeno del <i>vortex lift</i> dovuto ai vortici sullo <i>strake</i> . . . . . | 15 |
| 2.10 | Effetto dell'angolo di <i>sideslip</i> . . . . .                                | 16 |
| 2.11 | Attuatore al plasma (2.11(a)). Innesco del vento ionico (2.11(b)).              | 18 |
| 2.12 | Corona positiva e negativa . . . . .  | 19 |
| 2.13 | Regimi di plasma . . . . .  | 20 |
| 2.14 | Relazione tra passaggio di corrente e velocità del flusso . . . . .             | 21 |
| 2.15 | Attuatore DBD . . . . .   | 22 |
| 4.1  | Modello installato . . . . .  | 30 |
| 4.2  | CR $\alpha_{norm} = 0.062^\circ$ . . . . .                                      | 34 |
| 4.3  | MAN $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .                                     | 54 |
| 4.4  | MAN $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$ . . . . .                                     | 55 |
| 4.5  | MAN $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$ . . . . .                                       | 56 |
| 4.6  | MAN $\alpha_{norm} = 0.625^\circ$ . . . . .                                     | 57 |
| 4.7  | MAN+dAIL $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .                                | 58 |
| 4.8  | MAN+dAIL $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$ . . . . .                                | 59 |
| 4.9  | MAN+dAIL $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$ . . . . .                                  | 60 |
| 4.10 | TO $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$ . . . . .                                      | 61 |
| 4.11 | Flap TO $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$ . . . . .                                 | 62 |
| 4.12 | TO $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .                                      | 63 |
| 4.13 | Flap TO $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .                                 | 64 |
| 4.14 | LAND $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$ . . . . .                                    | 65 |
| 4.15 | Flap LAND $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$ . . . . .                               | 66 |
| 4.16 | LAND $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .                                    | 67 |

|      |  |     |
|------|--|-----|
| 4.17 | Flap LAND $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$ . . . . .  | 68  |
| 4.18 | Tufts: MAN $\alpha_{norm} = 0.5$ . . . . .   | 72  |
| 4.19 | Tufts: MAN $\alpha_{norm} = 0.5$ . . . . .   | 73  |
| 4.20 | Tufts: MAN $\alpha_{norm} = 0.75$ . . . . .  | 74  |
| 4.21 | Stazioni di acquisizione misure con sonda $P_{tot}$ . . . . .  | 79  |
| 4.22 | $P_{tot}$ : CR $\alpha_{norm} = 0.062$ . . . . .   | 80  |
| 4.23 | $P_{tot}$ : MAN $\alpha_{norm} = 0.375$ . . . . .  | 81  |
| 4.24 | $P_{tot}$ : MAN $\alpha_{norm} = 0.437$ . . . . .  | 82  |
| 4.25 | $P_{tot}$ : TO $\alpha_{norm} = 0.312$ . . . . .   | 83  |
| 4.26 | $P_{tot}$ : LAND $\alpha_{norm} = 0.375$ . . . . .   | 84  |
| 4.27 | $P_{tot}$ flap TO (4.27(a)) e $P_{tot}$ flap LAND (4.27(b)) . . . . .  | 85  |
|      |  |     |
| 5.1  | Estensione del dominio di calcolo pari a 100 CMA . . . . .   | 90  |
| 5.2  | Vista multipla del modello solido . . . . .  | 91  |
| 5.3  | Esempio di 'density box' multiple . . . . .  | 92  |
| 5.4  | Dettaglio dello strato limite e transizione da prismi a tetraedri<br>su dorso, ventre e bordo di uscita dell'ala . . . . .   | 93  |
| 5.5  | Tre griglie con diverso infittimento superficiale . . . . .  | 94  |
| 5.6  | Transition tripping . . . . .  | 97  |
| 5.7  | Andamento dei residui . . . . .  | 108 |
| 5.8  | Andamento tipico coefficienti aerodinamici in funzione delle<br>iterazioni . . . . .   | 108 |
| 5.9  | Riassunto del confronto CFD/WT del coefficiente di portanza<br>normalizzato al variare dei modelli di turbolenza . . . . .   | 110 |
| 5.10 | Riassunto del confronto CFD/WT del coefficiente di resistenza<br>normalizzato al variare dei modelli di turbolenza . . . . . | 110 |
| 5.11 | Soluzione CFD e visualizzazione ad $\alpha_{norm} = 0.25$ . . . . .  | 111 |
| 5.12 | Soluzione CFD e visualizzazione ad $\alpha_{norm} = 0.375$ . . . . .   | 111 |
| 5.13 | Soluzione CFD e visualizzazione ad $\alpha_{norm} = 0.437$ . . . . .   | 112 |
| 5.14 | Soluzione CFD e visualizzazione ad $\alpha_{norm} = 0.5$ . . . . .   | 112 |
| 5.15 | Soluzione CFD e visualizzazione ad $\alpha_{norm} = 0.625$ . . . . .   | 112 |
|      |  |     |
| A.1  | CRUISE: $CL_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .  | 116 |
| A.2  | CRUISE: $CD_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .  | 117 |
| A.3  | CRUISE: $CM_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .  | 118 |
| A.4  | CRUISE: <i>Yaw, Roll, Side Force</i> - $\alpha_{norm}$ . . . . .   | 119 |
| A.5  | MAN: $CL_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .   | 120 |
| A.6  | MAN: $CD_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .   | 121 |
| A.7  | MAN: $CM_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .   | 122 |
| A.8  | MAN: <i>Yaw, Roll, Side Force</i> - $\alpha_{norm}$ . . . . .  | 123 |
| A.9  | MAN+dAIL: $CL_{norm} - \alpha_{norm}$ . . . . .  | 124 |

|      |  |     |
|------|--|-----|
| A.10 | MAN+dAIL: $CD_{norm} - \alpha_{norm}$                    | 125 |
| A.11 | MAN+dAIL: $CM_{norm} - \alpha_{norm}$                    | 126 |
| A.12 | MAN+dAIL: <i>Yaw, Roll, Side Force</i> - $\alpha_{norm}$ | 127 |
| A.13 | TO: $CL_{norm} - \alpha_{norm}$                          | 128 |
| A.14 | TO: $CD_{norm} - \alpha_{norm}$                          | 129 |
| A.15 | TO: $CM_{norm} - \alpha_{norm}$                          | 130 |
| A.16 | TO: <i>Yaw, Roll, Side Force</i> - $\alpha_{norm}$       | 131 |
| A.17 | LAND: $CL_{norm} - \alpha_{norm}$                        | 132 |
| A.18 | LAND: $CD_{norm} - \alpha_{norm}$                        | 133 |
| A.19 | LAND: $CM_{norm} - \alpha_{norm}$                        | 134 |
| A.20 | LAND: <i>Yaw, Roll, Side Force</i> - $\alpha_{norm}$     | 135 |



# Elenco dei simboli

|                 |  |
|-----------------|--|
| $Re$            | Numero di Reynolds                                 |
| $\rho$          | Densità del fluido                                 |
| $\alpha$        | Angolo d'incidenza                                 |
| $CL$            | Coefficiente di portanza                           |
| $CD$            | Coefficiente di resistenza                         |
| $CM$            | Coefficiente di momento di beccheggio              |
| $\alpha_{norm}$ | Angolo d'incidenza normalizzato                    |
| $CL_{norm}$     | Coefficiente di portanza normalizzato              |
| $CD_{norm}$     | Coefficiente di resistenza normalizzato            |
| $CM_{norm}$     | Coefficiente di momento di beccheggio normalizzato |
| $Cl$            | Coefficiente di momento di rollio                  |
| $Cn$            | Coefficiente di momento di imbardata               |
| $CY$            | Coefficiente di forza laterale                     |
| $l$             | Scala di lunghezza della turbolenza                |
| $\nu_t$         | Eddy viscosity                                     |
| $K$             | Energia cinetica turbolenta                        |
| $T'$            | Termine di trasporto                               |
| $\epsilon$      | Rateo di dissipazione della turbolenza             |
| $P$             | Termine di produzione della turbolenza             |
| $r_{ij}$        | Componente del tensore degli sforzi di Reynolds    |
| $u'$            | Velocità del campo fluttuante                      |
| $\bar{U}$       | Velocità del campo medio                           |
| $P_{tot}$       | Pressione totale                                   |
| $P_{stat}$      | Pressione statica                                  |
| $P_{din}$       | Pressione dinamica                                 |
| $T$             | Temperatura  |
| $t$             | Tempo  |



## Sommario

---

*E' stata effettuata un'accurata caratterizzazione aerodinamica dell'ala di un addestratore, attraverso l'analisi di varie configurazioni (assetti e deflessioni delle superfici mobili) tali da coprire la parte dell'involuppo di volo tipica dei regimi di Mach medio/bassi ed assetti elevati. Sono stati individuati tutti i fenomeni vorticosi presenti in esso, le separazioni del flusso sulla superficie dorsale e la transizione da flusso laminare a flusso turbolento. Si è cercato di evidenziare delle regioni sulle superfici alari, più critiche dal punto di vista aerodinamico, che meglio si prestano all'applicazione di attuatori al plasma per un controllo attivo del flusso.*

**Parole chiave:** Aerodinamica; fenomeni vorticosi; controllo attivo del flusso; alta incidenza.

## Abstract

---

*The work consists in the aerodynamics characterisation of a fighter through the analysis of different configurations (varying the angle of attack of the airplane and of the flaps) referring to flight conditions typical of low/medium Mach numbers and high angles of incidence. All vortical phenomena, flow separation over the wing surface and the transition from laminar to turbulent regime have been identified. Critical regions, from the point of view of the aerodynamics, have been highlighted on the wing surfaces; they appear to be the best locations where applying plasma actuators for an active control of the flow.*

**Keywords:** Aerodynamics; whirling phenomena; active flow control; high angle of attack.

# Capitolo 1

## Introduzione

L'attività di questa tesi di laurea si svolge nell'ambito di un programma di ricerca finanziato dal Ministero della Difesa Italiano (Direzione Generale Armamenti Aeronautici) all'interno del Programma Nazionale di Ricerca Militare (PNRM) cui partecipa Alenia Aermacchi. La durata complessiva prevista è di 5 anni. Un importante capitolo d'indagine riguarda l'ottimizzazione delle performance aerodinamiche delle superfici portanti di un addestratore militare a prestazioni avanzate, operante nelle condizioni di regime subsonico, attraverso l'utilizzo di nuovi dispositivi per il controllo attivo del flusso.

In vista di prove aerodinamiche che verranno condotte con un modello in scala 1:1 presso una delle gallerie del vento di DNW, svolte con i dispositivi di controllo attivo installati e di cui non sarà possibile modificare il posizionamento in base alle configurazioni di prova (crociera, manovra, decollo, atterraggio), il presente lavoro di tesi ha l'obiettivo di individuare zone di separazione, rallentamento e/o asimmetria comuni alle diverse condizioni di volo negli assetti di maggiore interesse per ciascuna.

A questo scopo è necessario arrivare ad un'accurata caratterizzazione aerodinamica dell'ala del velivolo che implica la conoscenza di dettaglio del campo di moto nel suo intorno, la determinazione delle aree di separazione più significative, soprattutto sulla regione dorsale, con particolare attenzione alle superfici di ipersostentazione e controllo.

Le conoscenze preliminari che si hanno a disposizione riguardano l'aerodinamica ad alta incidenza in cui si ritrovano le geometrie caratteristiche del velivolo oggetto di studio come l'ala a delta, lo *strake* ed il *forebody*; nonché i fenomeni vorticosi che si instaurano proprio a causa delle stesse.

Tra i numerosi dispositivi per il controllo attivo del flusso turbolento, si vuole testare l'effetto degli attuatori al plasma all'interno dello strato limite, in ragione di ciò, parallelamente al lavoro di caratterizzazione aerodinami-

## Capitolo 1

---

ca dell'aereo, vengono condotte prove sperimentali per la ricerca del tipo di attuatore al plasma più adatto ad interagire con il campo di moto in questione.

Avendo la possibilità di eseguire simulazioni numeriche, risulta conveniente servirsi anche della *Computational Fluid Dynamics (CFD)* per guidare l'ottimizzazione del posizionamento dei dispositivi di controllo attivo del flusso prima che questi vengano installati sul modello in scala al vero che sarà testato in galleria del vento. All'interno di questo lavoro di tesi la CFD viene impiegata per validare una procedura di calcolo che consenta di riprodurre sia qualitativamente sia quantitativamente i fenomeni osservati nelle prove in galleria del vento in scala modello (1:10).

# Capitolo 2

## Prerequisiti

*Per una migliore comprensione dei fenomeni che governano l'aerodinamica in oggetto si è fatto inizialmente ricorso allo studio bibliografico di ali con caratteristiche simili all'ala in questione ed ai fenomeni aerodinamici che conseguentemente si innescano in condizioni di elevata incidenza. Successivamente è stato indispensabile apprendere delle conoscenze sul moto turbolento ([38]) e sui dispositivi che esistono per controllarlo.*

---

### 2.1 Aerodinamica ad alta incidenza

Il velivolo oggetto di studio è un addestratore militare transonico e come tale possiede le principali caratteristiche di un caccia: la capacità di raggiungere facilmente velocità di volo elevate, mantenendosi al tempo stesso estremamente agile (garantisce una piena maneggevolezza fino ad un angolo di attacco di  $40^\circ$  e può raggiungere in picchiata Mach 1.2). Per soddisfare i requisiti di buona manovrabilità anche ad alte velocità ed elevate incidenze si sono adottate geometrie particolari, tipiche dei velivoli da combattimento. In questo capitolo vengono brevemente descritte sia le forme geometriche adottate che i fenomeni aerodinamici che si instaurano a causa delle stesse.

#### Geometrie caratteristiche

Il velivolo mostra geometrie particolarmente adatte per il volo ad alta incidenza ([33], [39]) e ad alta velocità ([40]) come le ali a delta (con freccia poco pronunciata rispetto a quelle classiche), il dente di sega, lo *strake* ed una ricercata forma del *forebody*. L'equilibratore è montato sull'impennaggio di coda.

### Ali a delta

La classica ala dritta funziona bene in campo subsonico, conferisce buona maneggevolezza e dà la possibilità di decollare ed atterrare in spazi ridotti. L'ala a delta, permette di ottenere portanza inferiore rispetto all'ala dritta, ma è la soluzione più adottata per i mezzi supersonici. E' in grado di soddisfare le esigenze, sia meccaniche che aerodinamiche, dei velivoli da combattimento, estremamente veloci e potenti (es.: Mirage 2000).

Gli aerei con ala a delta, sono maneggevoli ad alta velocità, ma richiedono piste lunghe: in decollo è necessaria elevata velocità per generare la portanza necessaria per sollevarsi da terra e in atterraggio l'aereo non può essere troppo lento quando tocca il suolo perché rischierebbe lo stallo.

L'ala a delta può essere descritta come un'ala a pianta triangolare, con basso allungamento, elevato angolo di freccia e spessore relativo molto piccolo. Presenta sia lati positivi che negativi ed è bene tenerne conto nel momento in cui si decide di adottarla.

*Vantaggi:*

1. Spostamento del centro di pressione, in campo transonico, minore rispetto a quello che si verifica con ala a freccia o ala dritta, il che significa maggiore stabilità.
2. La piccola apertura alare e la rastremazione pronunciata spostano *in-board* i poli dei momenti flessionali, quindi anche se il rapporto spessore/corda è molto piccolo (3-4%) l'elevata lunghezza della corda all'incastro fornisce elevata resistenza alla flessione ed una migliore resistenza alla torsione. Buona rigidità e robustezza sono caratteristiche sempre più importanti all'aumentare della velocità di volo.
3. il valore del Mach critico è alto, è quindi possibile volare a velocità elevate.
4. La resistenza, in regime transonico, aumenta in modo graduale ed il valore massimo raggiunto in regime supersonico è minore di quello raggiunto, a pari incidenza, in condizioni di volo subsoniche. La resistenza è in generale meno sensibile al Mach in un ampio range di velocità.
5. Il coefficiente di portanza cresce in modo graduale con il numero di Mach fino al raggiungimento della velocità sonica ( $M = 1$ ), dopodiché diminuisce in modo progressivo senza brusche variazioni.
6. Alle alte incidenze il piano di coda verticale può essere vittima del *buffeting* (fig.2.1): un fenomeno aeroelastico che si instaura in condizioni

di flusso fortemente separato per cui si attiva un ciclo continuo di separazione e riattacco dello strato limite turbolento, con formazione e distruzione di vortici su larga scala. In campo transonico causa lo spostamento dell'urto. I flussi vorticosi che si generano in corrispondenza del bordo d'attacco riescono però a ridurre gli effetti nelle condizioni pre-stallo e a garantire una perdita di portanza più graduale alle incidenze post-stallo.



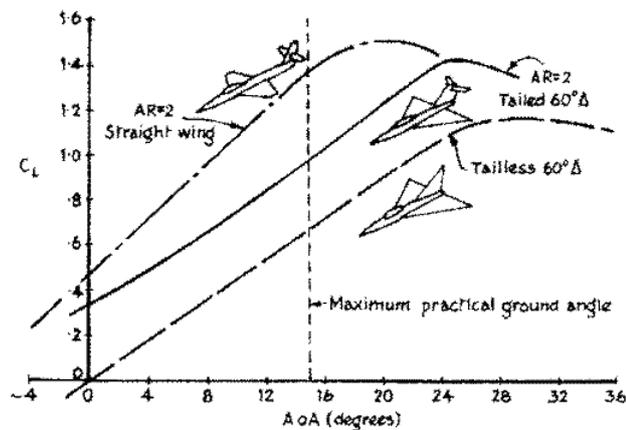
**Figura 2.1:** *Tail buffeting*

7. Maggiore volume per lo stivaggio del carburante.
8. La superficie alare è ampia, quindi il carico su di essa ( $W/S$ ) risulta ridotto e, se il peso strutturale è sufficientemente basso, porta a buone qualità di manovrabilità anche alle alte altitudini.

*Svantaggi:*

1. Spesso un velivolo dotato di ali a delta non dispone dell'impennaggio orizzontale, l'equilibratore si trova sul bordo d'uscita. Non si sfrutta l'effetto degli ipersostentatori e di conseguenza si è costretti ad atterrare a velocità più elevate.
2. Sempre a causa dell'assenza dell'impennaggio orizzontale, l'efficacia di alettoni e *flaps* è molto ridotta e ne risente la manovrabilità, soprattutto in condizioni supersoniche.
3. Per via dell'angolo di freccia pronunciato e del basso valore di '*aspect ratio*' ( $AR = b/c$ ), l'ala a delta è in grado di generare minore portanza se confrontata con altre configurazioni alari. La curva del  $CL$  è poco ripida, il che costringe a volare ad incidenze maggiori per generare la stessa portanza. Bisogna considerare le necessità di tenere il più possibile la coda al di fuori della scia e assicurare un adeguato campo visivo al pilota; accorgimenti inevitabili che limitano la possibilità di volare ad incidenze molto elevate.

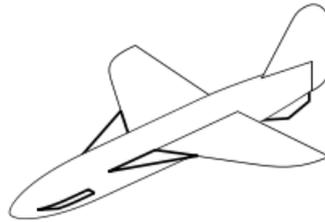
4. La necessità di lavorare ad elevati angoli di incidenza costringe ad atterrare con un assetto molto cabrato.
5. Il carico alare distribuito sull'apertura ( $W/b$ ) è elevato e porta ad avere resistenza indotta significativa in campo subsonico. Il che è un punto debole durante un combattimento.



**Figura 2.2:** Effetto di angolo di freccia ed equilibratore sulla curva  $CL - \alpha$

La presenza dell'equilibratore migliora il controllo longitudinale e aumenta lo smorzamento del beccheggio. Bisogna fare attenzione però a che altezza del piano verticale viene posizionato. Se montato troppo in alto, infatti, è efficace solo a basse incidenze, dove però non si evidenziano carenze particolari (se non la minore portanza prodotta rispetto all'ala convenzionale). In figura 2.2 è mostrato l'effetto dell'angolo di freccia e dell'equilibratore sull'impennaggio di coda tutti i valori di  $CL$  sono ridotti rispetto a quelli raggiunti con l'ala dritta, ma lo stallo avviene a incidenze maggiori. Con un'ala a freccia e l'equilibratore incorporato ad essa, la portanza generata è ancora minore, ma lo stallo è molto più dolce, si può addirittura osservare un plateau. Alle alte incidenze il flusso separato proveniente dall'ala destabilizza fortemente il piano di coda ed è facile che si instaurino problemi di tipo aeroelastico. Per queste motivazioni, i velivoli con ala a delta dotati dell'impennaggio di coda completo, montano l'equilibratore molto in basso.

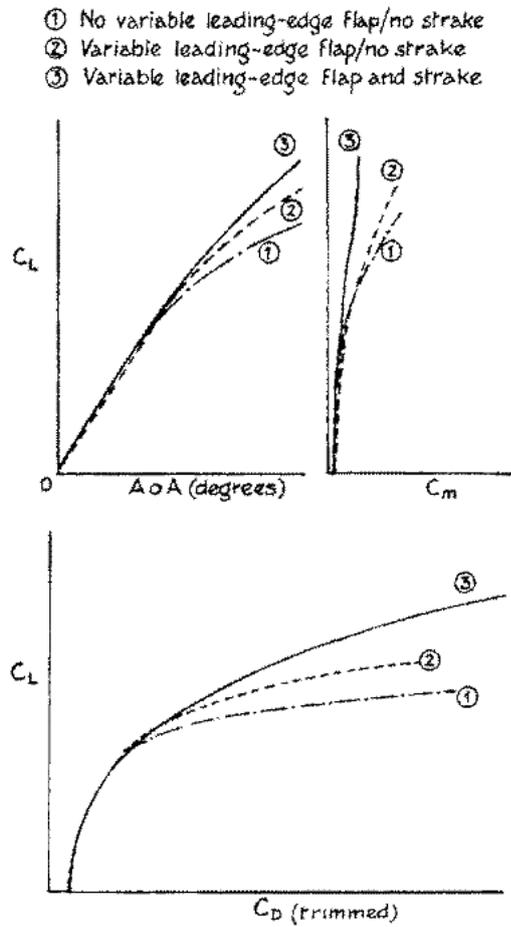
## Strake



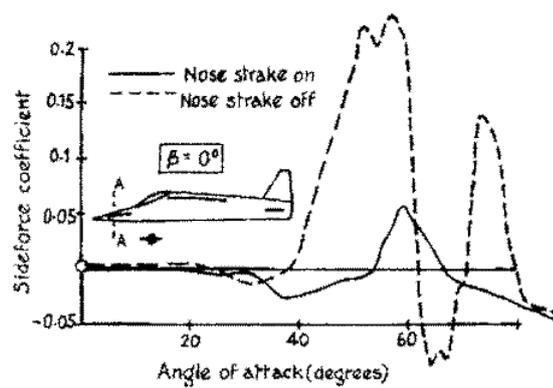
**Figura 2.3:** *Nose, wing, ventral strake*

Lo *strake* è una superficie aerodinamica, di forma allungata, montata longitudinalmente sulla fusoliera. Agisce sul flusso d'aria migliorando le caratteristiche aerodinamiche del velivolo ([32]). Permette di estendere il range di incidenze in cui possono operare le ali con basso angolo di freccia ed alto *aspect ratio*, che risultano essere più efficienti e più manovrabili delle classiche ali a delta con freccia molto pronunciata. In figura 2.4(a) si può notare l'aumento del  $CL$  ad elevati AoA, l'aumento del  $CL$  per un fissato  $CD$  e la diminuzione del  $CM$ . In figura 2.4(b) è evidente l'effetto stabilizzante del *nose strake* sul coefficiente di forza laterale. In generale l'effetto degli *strakes* sul flusso sul dorso dell'ala consiste in un aumento della porzione di superficie alare in cui il flusso rimane attaccato (fig. 2.6).

- *Ventral Strake*: la maggior parte degli aerei supersonici presenta stabilità laterale debole. Per aumentarla, alle alte incidenze, quando la corrente che investe la coda risente molto della presenza della fusoliera, vengono montati *strakes* di importanti dimensioni sotto la parte posteriore della fusoliera (fig.2.5(a)).
- *Nose Strake*: utilizzati sia sui velivoli sub che supersonici, sono di dimensioni ridotte rispetto ai *ventral strake* e sono applicati nella zona anteriore della fusoliera. Riducono la resistenza e rendono più fluido e prevedibile il comportamento a diverse incidenze (fig.2.5(b)).
- *Wing Strake (LEX)*: una superficie che assume tipicamente forma triangolare e si estende dal bordo d'attacco in prossimità della radice dell'ala fino ad un punto sulla parte anteriore della fusoliera. Può quindi essere considerato come un'estensione del bordo d'attacco dell'ala che rende più dolce il collegamento con la fusoliera. Sui moderni aerei da combattimento crea un flusso sul dorso dell'ala che risulta utile in condizioni di volo ad alta incidenza in quanto ritarda lo stallo e la relativa perdita



(a) Coefficienti aerodinamici



(b) Nose Strake

Figura 2.4: Effetto degli *strakes* sui coefficienti aerodinamici



(a) MIG21: *ventral strake*



(b) Concorde SST: *nose strake*

Figura 2.5: Esempi di *ventral* e *nose strake*

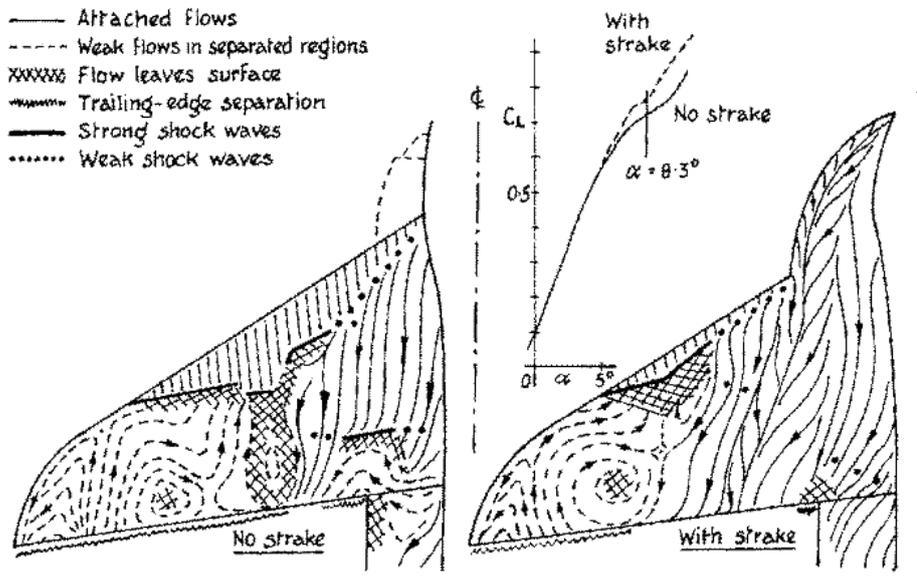


Figura 2.6: Effetto degli *strakes* sul flusso sul dorso dell'ala

di portanza. Genera un vortice dotato di alta velocità, e quindi elevata energia, che scorrendo sull'ala riesce a mantenere il flusso attaccato alla superficie ben oltre la condizione di stallo, in cui il flusso sarebbe staccato. In questo modo la portanza viene mantenuta ad un buon livello anche ad elevati angoli d'attacco. In crociera l'effetto del *LEX* (*Leading Edge Extension*) è trascurabile.

Esistono altre estensioni del bordo d'attacco, più o meno efficienti a seconda del modello di velivolo e degli obiettivi richiesti ([41]):

- *Leading edge slats*: piccole superfici portanti poste a monte del bordo d'attacco, si estendono lungo tutta l'apertura e permettono all'ala di operare ad angoli d'incidenza maggiori aumentando il coefficiente di portanza. Permettendo così di volare a velocità più basse e a decollare o atterrare su distanze più brevi. Molto utilizzati in decollo/atterraggio ed in quelle fasi di volo in cui si è prossimi allo stallo. Nelle altre condizioni di volo sono retratti in modo tale da ridurre la resistenza.
- *Dogtooth extension*: in italiano chiamato dente di sega, consiste in un'interruzione del bordo d'attacco di un'ala a freccia o a delta. La zona di discontinuità del segmento ha forma a zig-zag appuntita e determina la nascita di un vortice che fluisce sul dorso verso il bordo d'uscita, mantenendo contenuto il flusso diretto *spanwise*. Migliora la stabilità longitudinale e riduce l'intensità del *buffeting*.
- *Leading edge kink*: modifica apportata alle ali a delta per migliorare la manovrabilità complessiva del velivolo. La forma in pianta della superficie alare diventa un delta leggermente più complesso in quanto il bordo d'attacco è formato da diversi segmenti orientati con angoli di freccia diversi.

### Forebody

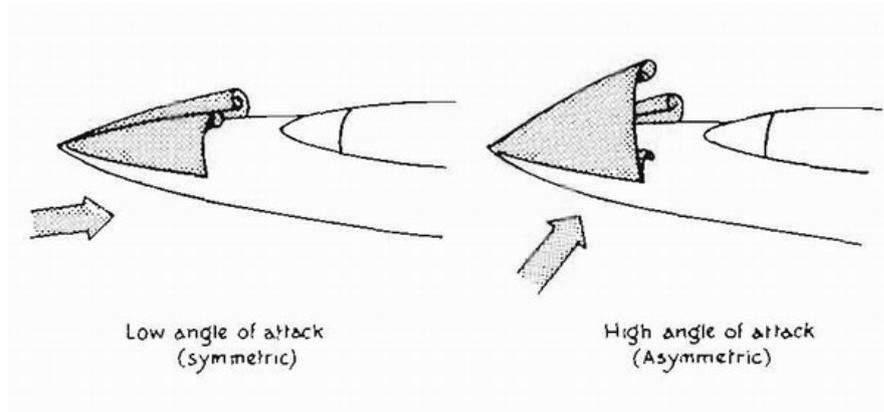
Il termine *forebody* comprende il *cockpit* e tutto ciò che ci sta davanti. La forma è determinata sulla base di diverse considerazioni:

- La visibilità necessaria in cabina di pilotaggio ne determina la curvatura minima;
- La manovrabilità richiesta alle incidenze elevate ne influenza la lunghezza, la forma della sezione e l'applicazione di eventuali *strakes*;
- La necessità di installare radar ha effetto sulla dimensione e sulla forma del naso;
- La sistemazione dell'equipaggio influisce sulla forma della sezione.

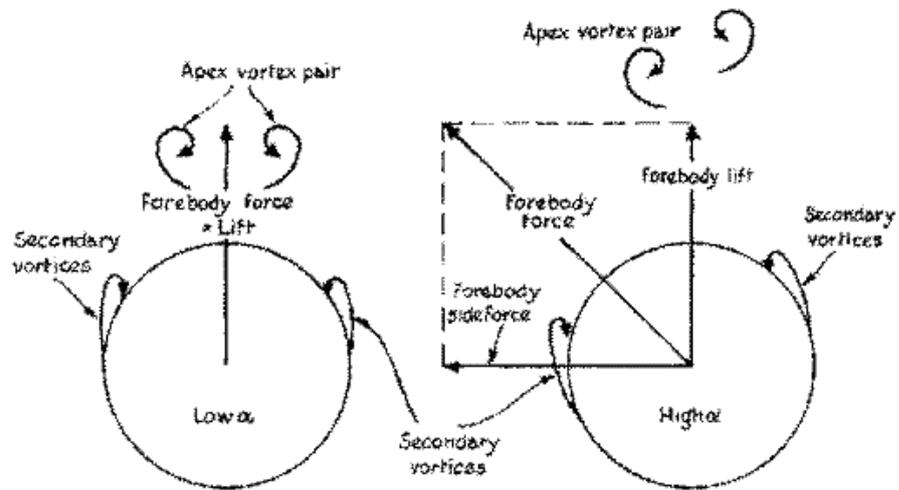
L'aerodinamica del *forebody* può avere un effetto cruciale sulla stabilità agli alti angoli d'attacco, oltre lo stallo. Siccome la coda si trova immersa nella scia, poco energetica, delle ali ed è inoltre soggetta ai vortici emanati dal *forebody*, è facile intuire che in queste condizioni la sua efficacia risulti molto degradata.

I vortici che nascono in corrispondenza del *forebody* possono essere molto intensi e, a seconda di come sono orientati, possono instaurare forti momenti di imbardata anche se si sta volando con angolo di *sideslip* nullo. I flussi vorticosi influiscono in modo significativo sul grado di stabilità direzionale, tanto da determinare le caratteristiche di maneggevolezza alle alte incidenze ([27]). A seconda dell'intensità, dell'orientamento e della modalità di 'esplosione' dei vortici, un aereo può essere aiutato o contrastato nel movimento ([15]). Il sistema vorticoso è di solito simmetrico alle basse incidenze, ma se il *forebody* è sufficientemente snello diventa asimmetrico agli alti angoli d'attacco. In figura 2.7(a) sono schematizzati i vortici che si formano sul *forebody* a basse e alte incidenze. In figura 2.7(b) è mostrato come nasce la *sideforce* destabilizzante, presente alle alte incidenze.

Altri parametri che influenzano la formazione dei vortici del *forebody* sono il rateo di assottigliamento del naso (definito come il rapporto tra la lunghezza del *forebody* e il diametro massimo), il raggio della punta e la forma della sezione. Aumentando il rateo di assottigliamento aumentano i momenti asimmetrici di imbardata e diminuisce l'incidenza a cui si manifestano le asimmetrie.



(a) Vortici sul *forebody*



(b) *Forebody* e forza laterale

**Figura 2.7:** Sviluppo di vortici sul *forebody* in relazione all'incidenza

## Fenomeni aerodinamici

La forma di un'ala e le eventuali appendici aerodinamiche annesse hanno come scopo principale, dopo l'indispensabile produzione di portanza, quello di evitare il più possibile la separazione del flusso. Per ridurre gli effetti di comprimibilità funzionano bene angoli di freccia elevati e spessori relativi bassi, caratteristiche geometriche che aumentano le difficoltà nel mantenere il flusso attaccato ([42]).

### Vortex lift

A basse velocità, su velivoli con ali a delta, si è riscontrato che il massimo valore di portanza generato da un'ala con bordo d'attacco arrotondato è molto minore di quello prodotto da un'ala con bordo d'attacco appuntito ([3]). Si ha separazione laminare lungo tutta la lunghezza, con il conseguente sviluppo di un sistema vorticoso a spirale molto stabile che scorre sul dorso dell'ala. I vortici, riattaccando, ritardano la separazione e causano un grande incremento di portanza. Questa coppia di vortici, infatti, genera forza di 'risucchio' extra sul dorso dell'ala dando vita a quel fenomeno chiamato *vortex lift* ([36]) che va a sommarsi all'effetto positivo che si ottiene semplicemente mantenendo il flusso attaccato (fig. 2.8).

All'aumento di portanza è correlato ovviamente un aumento di resistenza indotta dovuto alla perdita di trazione al bordo d'attacco su cui è avvenuta la separazione. Nonostante ciò prevale l'aumento del coefficiente di portanza. Il beneficio ottenuto con la presenza di questi vortici consiste nella possibilità di operare ad un angolo d'attacco più basso per raggiungere un dato valore di  $CL$ .

Se si riuscisse a mantenere il sistema vorticoso stabile su un ampio range di assetti e numeri di Mach, non sorgerebbe nemmeno la necessità di utilizzare dispositivi *'high-lift'*. È facile intuire che ciò non avviene: la natura separata dei vortici si manifesta in un aumento eccessivo della resistenza alle basse incidenze, inconveniente facilmente superabile con l'utilizzo degli ipersostentatori. Un secondo effetto benefico dovuto alla presenza di questi vortici riguarda l'efficacia degli alettoni che risulta mantenuta fino ad angoli d'attacco molto alti.

Osservando il fenomeno si vedono i vortici primari separarsi dal bordo d'attacco e scorrere verso il bordo di fuga. Quando il flusso sottostante il vortice primario, spinto verso l'estremità alare dalla velocità di rotazione del vortice stesso, incontra gradiente di pressione avverso, lo strato limite separa e si assiste alla formazione di vortici secondari la cui vorticità è di segno opposto a quella dei vortici primari. È la stabilità del vortice primario

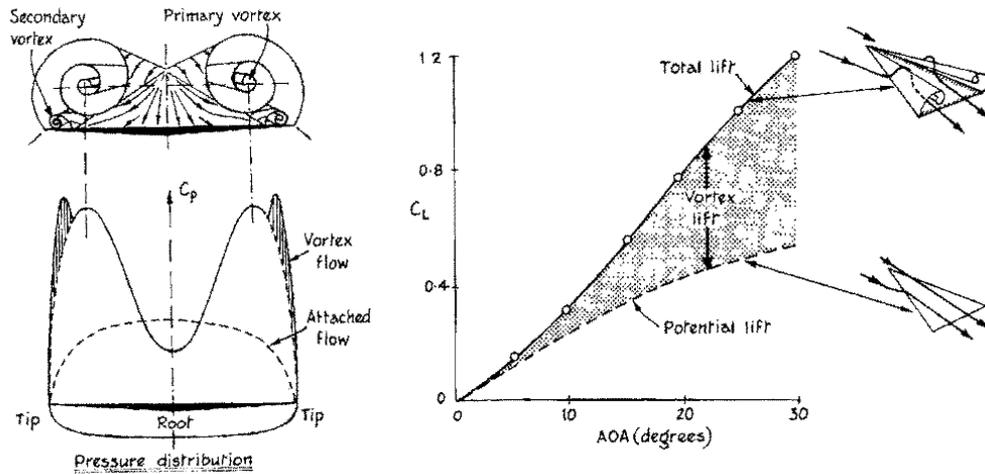


Figura 2.8: Fenomeno del *vortex lift* su ali a delta

e la sua influenza sul *vortex breakdown* che limitano la massima portanza raggiungibile. Complessivamente, il flusso risultante può comprendere vortici secondari e terziari che redistribuiscono efficientemente le pressioni sulla superficie alare.

Anche i vortici prodotti dagli *strakes* contribuiscono ad alimentare il fenomeno di *vortex lift*, conferendo grande aumento di portanza in manovra (fig. 2.9). I vortici creati dai *LEXs* sono molto stabili, riorganizzano il flusso e ritardano lo stallo. Bisogna far fronte all'inconveniente di non linearità della portanza prodotta da questi vortici, dovuta all'asimmetria che si manifesta in modo improvviso aumentando l'incidenza. La perdita di portanza sul bordo d'attacco che si manifesta a causa della separazione sullo *strake* è uno degli svantaggi che si incontrano mettendo in pratica il concetto di *vortex lift*.

### Vortex break down su ali a delta

Il fenomeno del *vortex breakdown* è uno dei fattori che limita le performance dei velivoli che montano ali a delta e *strake*. Consiste in un fenomeno fluido meccanico in cui il vortice generato in corrispondenza del bordo d'attacco (dell'ala o dello *strake*), ad un certo punto *downstream* dalla sua origine, si dissipa in modo improvviso e turbolento (si dice che il vortice 'esplode' in un flusso completamente instabile). Lo scioglimento del vortice è caratterizzato dalla brusca decelerazione del flusso assiale nel *vortex core*, si ha la formazione di una regione di ricircolo del flusso, una diminuzione della velocità di rotazione ed il conseguente aumento delle dimensioni del vortice

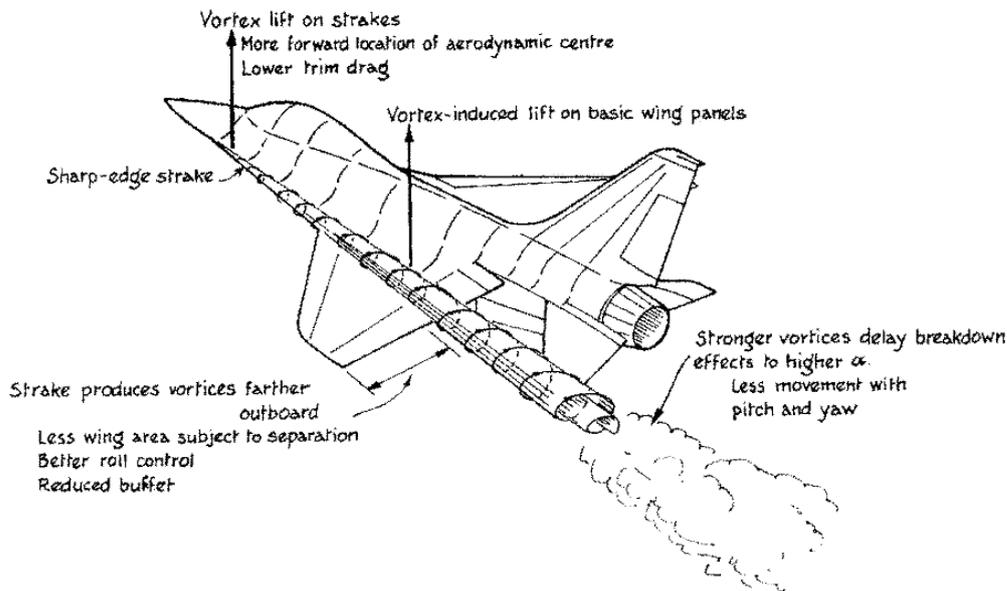


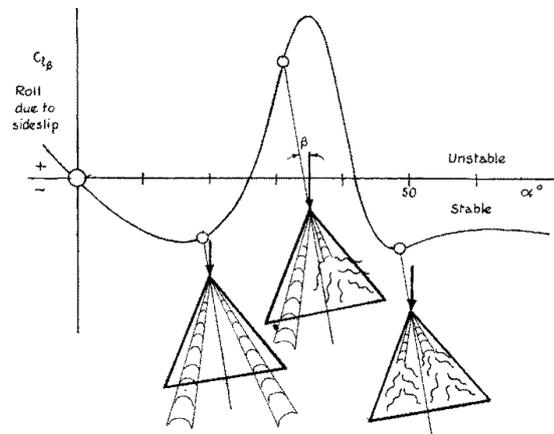
Figura 2.9: Fenomeno del *vortex lift* dovuto ai vortici sullo *strake*

stesso. Il meccanismo fisico che porta al manifestarsi di questo fenomeno non è tuttora del tutto compreso.

Il *vortex breakdown* può manifestarsi in due modi:

- *Bubble (asimmetrico)*: caratterizzato da punti di ristagno sull'asse di *swirl*. Il *core* si espande attorno ad una zona di ricircolo ovale. Alle estremità il *core* si divide in due anelli vorticosi, chiamati *rings*, che vengono trasportati *downstream*.
- *A spirale*: caratterizzato da una rapida decelerazione del *core* che ad un certo punto assume andamento a spirale (di solito persiste per un paio di rotazioni) fino a disperdersi in un moto turbolento di grande scala. Il senso della spirale è opposto al verso di rotazione del vortice upstream, mentre il verso di rotazione del flusso interno alla spirale è lo stesso.

Si osserva sperimentalmente ([43]) che per bassi valori della velocità di *swirl* il *breakdown* che ne consegue è di tipo *a spirale*, aumentando questa velocità si incontra la velocità di *swirl* critica oltre la quale il fenomeno si manifesta nella modalità *bubble*. I vortici del bordo d'uscita esplodono soprattutto in modo asimmetrico, mentre non si riscontra un tipo predominante di *breakdown* per quanto riguarda i vortici provenienti dal bordo d'attacco. Au-



**Figura 2.10:** Effetto dell'angolo di *sideslip*

mentando l'angolo di freccia il *breakdown* avviene più a valle, ma in generale la *location* non è prevedibile ed il fenomeno si evolve in maniera casuale.

L'esplosione può essere sia simmetrica che non. Nel caso simmetrico, il punto in cui avviene si sposta *forward* all'aumentare dell'incidenza e può intaccare il flusso che investe il piano di coda dando vita ad un momento a cabrare, anch'esso instabile ([19]). Il caso non simmetrico di solito si verifica durante un moto di *sideslip* ed è causato dall'aumento effettivo dell'angolo di freccia sottovento e la corrispondente riduzione dell'angolo di freccia sul lato sopravvento. In figura 2.10 è possibile osservare l'effetto dell'angolo di *sideslip* sull'asimmetria del *vortex breakdown*. Altre cause che possono far prevalere l'asimmetria possono essere piccole variazioni della corrente libera e le raffiche, del tutto imprevedibili. E' prevedibile l'innescarsi di una instabilità laterale, soprattutto quando il *vortex breakdown* avviene in prossimità dell'impennaggio verticale. Quindi, anche se è relativamente semplice ottenere elevata portanza in manovra attraverso gli *strakes*, per sfruttare al meglio l'aumento di portanza che sono in grado di fornire, la combinazione ala/*strake*/impennaggio di coda deve essere minuziosamente calibrata. Solo così è possibile aumentare la stabilità laterale e direzionale anche ad assetti moderati.

## 2.2 Attuatori al plasma per il flow control

Attraverso svariate tecniche di controllo del flusso ([17]) è possibile giungere a risultati non ottenibili altrimenti come la riduzione della resistenza, l'aumento della portanza, la produzione della giusta quantità di *mixing* e la riduzione del rumore propagato attraverso il fluido ([16]). Esistono dispositivi sia per il controllo passivo sia attivo del flusso. Viene descritta la tecnica di controllo attivo che si intende utilizzare: gli attuatori al plasma.

Il plasma, definito quarto stato della materia, altro non è che gas ionizzato costituito da particelle elettricamente cariche che lo rendono conduttivo ([18]). E' infatti sufficiente che un gas sia anche solo debolmente ionizzato affinché ci sia passaggio di corrente attraverso il suo volume.

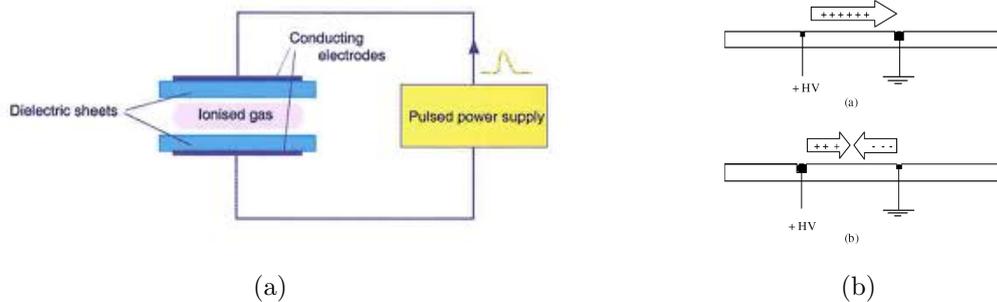
Nell'ultimo decennio le applicazioni dei plasmi nei più svariati ambiti tecnologici sono via via cresciute di numero ([25]), soprattutto per il trattamento e la modifica superficiale dei materiali, ad esempio per la rimozione di impurezze e microorganismi (pulizia, sterilizzazione), per la deposizione di substrati protettivi, eventualmente per la produzione di nanostrutture (deposizione e nanofabbricazione al plasma) ed anche il campo aeronautico è stato interessato da questo costante sviluppo. Gli attuatori al plasma permettono la conversione diretta dell'energia elettrica in energia cinetica e/o termica, senza alcun supporto di tipo meccanico, consentendo una manipolazione diretta delle caratteristiche del campo di moto all'interno del quale il plasma viene generato. I tempi di risposta di questi apparati sono dell'ordine dei nanosecondi, il che li rende ben compatibili con sistemi di controllo retroazionati e dunque fa sperare nella possibilità di sviluppo di tecniche per il controllo del flusso in real-time ([30]).

Il processo di formazione del plasma avviene ad opera della *scarica di Townsend (Avalanche Breakdown)* che fa accelerare le particelle, elettricamente cariche, da un elettrodo verso quello di segno opposto. Durante il movimento si verificano urti tra atomi e molecole attraverso i quali si ha uno scambio di energia che libera altri elettroni innescando un processo di moltiplicazione in grado di sostenere la scarica elettrica. Per arrestare il processo bisogna far sì che ioni ed elettroni si ricombinino, affinché ciò avvenga è sufficiente abbassare la tensione sotto ad un certo valore.

Nell'intorno del plasma la temperatura non varia, ma al suo interno, gli elettroni raggiungono facilmente centinaia di gradi centigradi. Si possono distinguere due macro-famiglie di plasmi: plasmi caldi e plasmi freddi. Tale suddivisione è effettuata in funzione della temperatura (e di conseguenza della densità di ionizzazione), che le specie pesanti (ioni) raggiungono. Nei plasmi caldi le specie pesanti hanno mediamente la stessa temperatura degli elettroni (dai  $10.000^{\circ}C$ ) ed il plasma può considerarsi in equilibrio termico.

Nei plasmi freddi invece il gas non è in equilibrio termico, ovvero le particelle pesanti hanno temperature anche notevolmente inferiori (attorno ai  $500 - 800^{\circ}C$ ) relativamente alla temperatura elettronica. Le diverse temperature e condizioni raggiunte dalle due classi di plasma, condizionano la tipologia di applicazioni a cui sono destinate.

In generale, l'attuatore (fig. 2.11(a)) è costituito da una coppia di elettrodi, posti ad una certa distanza e separati da un mezzo dielettrico (gas, solido, liquido), ai quali viene applicata una forte differenza di potenziale capace di strappare alcuni elettroni alle molecole del gas neutro e quindi ionizzarlo. Le particelle, ora elettricamente cariche, sotto l'azione del campo elettrico originato dai due elettrodi vengono sottoposte ad una forza di volume che le mette in movimento dando origine a quello che viene in gergo definito 'vento ionico' (fig. 2.11(b)).



**Figura 2.11:** Attuatore al plasma (2.11(a)). Innesco del vento ionico (2.11(b)).

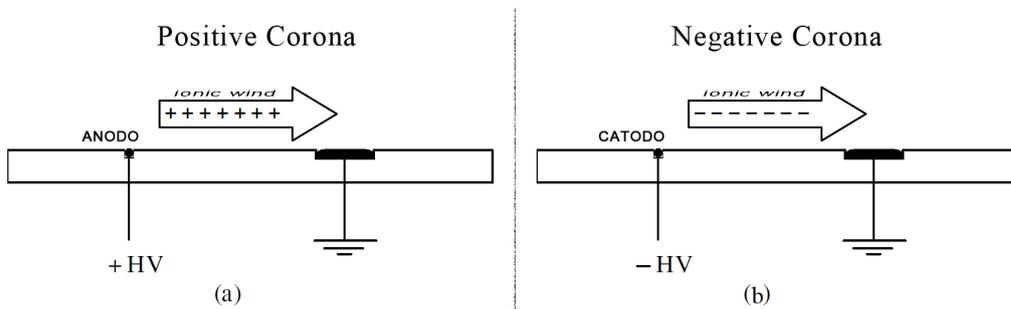
Come accennato, i regimi di plasma che si possono generare sono svariati e dipendono essenzialmente dalle modalità con cui si realizza la ionizzazione del gas e, dunque, dal set up degli elettrodi e dalla tipologia di alimentazione elettrica utilizzata. Di seguito si riportano le tipologie di generazione più diffuse ed utilizzate in ambito aeronautico:

### Corona

La generazione di plasma avviene attraverso l'applicazione di una tensione continua (DC) tra due elettrodi esposti al gas circostante e, generalmente, appoggiati su uno strato di dielettrico utilizzato come supporto ([12]). Nella *corona positiva* (fig. 2.12(a)) il campo elettrico spinge gli ioni positivi contenuti nel plasma verso il catodo (polo negativo). L'anodo è di dimensioni molto minori rispetto al catodo e caricato con tensione elevata, mentre il catodo è posto a tensione nulla o leggermente negativa (*corona bipolare*). Si ha il vantaggio di trovarsi nella condizione naturale per cui, in aria, gli ioni

positivi vengono prodotti più facilmente rispetto agli ioni negativi, dando origine ad uno strato di plasma molto sottile che induce velocità all'interno dello strato limite, fornendo un utile contributo in termini di energia cinetica. L'effetto è simile ad un 'risucchio' delle linee di flusso da parte dello strato di dielettrico ([5]), in pratica la scarica produce una depressione sulla superficie interposta tra i due elettrodi.

Nella *corona negativa*, viceversa, il campo elettrico genera ioni negativi ed il plasma è spinto verso l'anodo (polo positivo). Il catodo è di dimensioni molto piccole ma fortemente caricato con tensione negativa, mentre l'anodo è messo a terra (fig. 2.12(b)). Questa modalità di generazione è più difficoltosa in aria e a pressione ambiente, inoltre mostra maggiore propensione a evolvere verso un vero e proprio arco elettrico.



**Figura 2.12:** Corona positiva e negativa

Il processo di ionizzazione dell'attuatore a corona è non lineare: continuando ad aumentare l'intensità di alimentazione degli elettrodi, ad un certo punto si ha il passaggio da regimi di scarica favorevoli per le applicazioni di controllo del flusso e regimi di scarica instabili e decisamente inadeguati. I diversi regimi di plasma si differenziano per i differenti livelli di corrente da cui sono caratterizzati, secondo il semplice schema riportato in figura 2.13.

Complessivamente si identificano cinque regimi di scarica([30]):

1. *Spot*: in condizioni di bassa densità di corrente ( $0.2 \text{ mA m}^{-1}$ ) si identificano facilmente dei punti sull'anodo su cui si concentra la scarica, i quali aumentano al crescere della tensione. Il vento ionico che si genera è del tutto trascurabile.
2. *Streamer*: aumentando la tensione, ma rimanendo in condizioni di bassa densità di corrente ( $< 0.6 \text{ mA m}^{-1}$ ) la scarica inizia a coinvolgere entrambi gli elettrodi e si manifesta attraverso luminescenze isolate. Gli *streamer* ([12]) sono delle corsie preferenziali di ionizzazione, spesse circa  $30 \mu\text{m}$  che, all'aumentare dell'intensità di corrente, si allungano

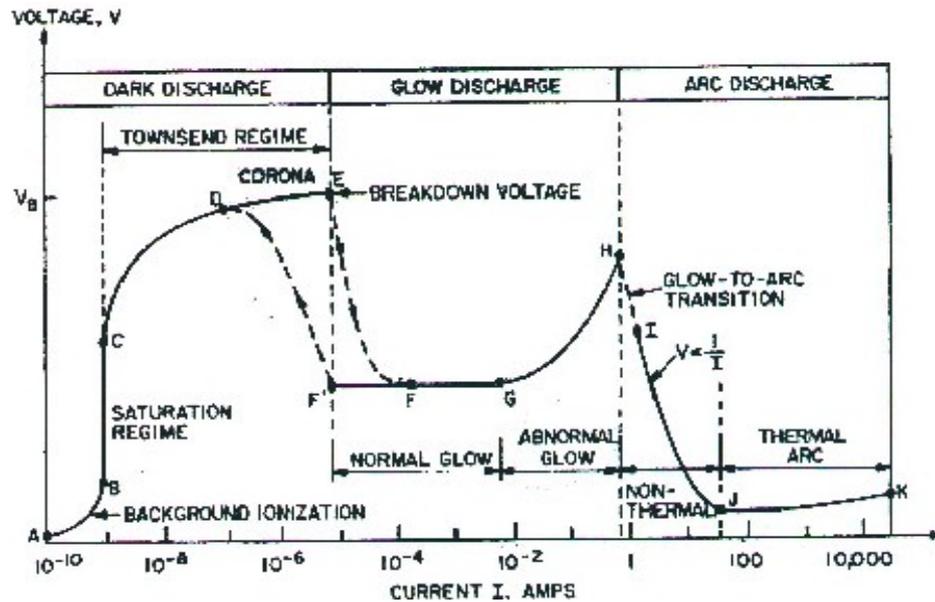
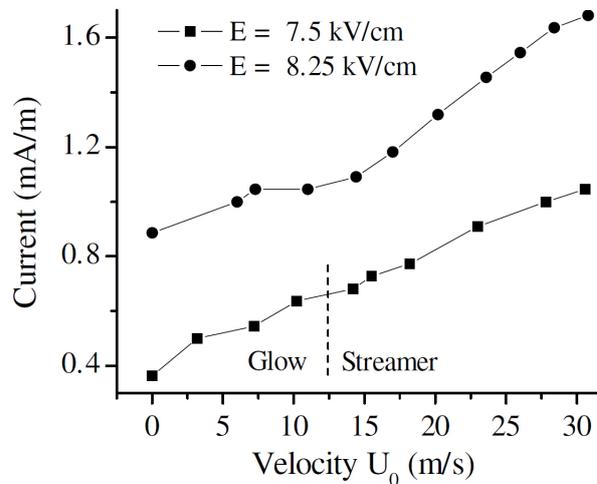


Figura 2.13: Regimi di plasma

verso l'elettrodo opposto con velocità molto elevata (circa  $10^6$  m/s), parallelamente alla superficie dielettrica, senza mai uscire dalla corona. Il vento ionico prodotto è ancora di scarsa intensità e praticamente di nessuna utilità.

3. *Glow*: è l'ultimo stadio in cui il plasma è non termico e ancora stabile. La densità di corrente è maggiore di  $1 \text{ mA m}^{-1}$  e il vento ionico inizia a farsi sentire. Sulla superficie tra gli elettrodi si forma uno strato molto sottile a luminescenza ultravioletta, è anche udibile un ronzio di sottofondo. E' il regime più adatto per applicazioni che riguardano il *flow control*.
4. *Filamentary*: aumentando ancora l'intensità del campo elettrico il *glow* diventa intermittente. Lo strato sulla superficie tra gli elettrodi perde uniformità e il passaggio di corrente avviene solo attraverso alcuni filamenti. Il vento ionico è intenso, ma si ha un forte ed improvviso aumento delle temperature. Il sistema diventa incontrollabile in breve tempo.
5. *Arc*: l'intensità di corrente è ordini di grandezza più alta rispetto al regime *glow* (ultimo regime stabile) e concentrata in pochi archi. Il fenomeno diventa tridimensionale e ovviamente del tutto fuori controllo, così come il vento ionico che si genera.

Si possono osservare alcuni effetti sulla stabilità della corona ([31]), a partire dall'immediata constatazione che un attuatore immerso in una corrente è molto più stabile, in ogni condizione di regime di scarica, di uno immerso in un fluido in quiete. Inoltre, il passaggio da regime *glow* ad *arc* è ritardato, infatti aumentando la velocità del flusso allineata con gli elettrodi si misura un incremento del passaggio di corrente (fig. 2.14), riducendo l'energia necessaria a raggiungere il regime desiderato. Il gas è meno eccitato, la componente di corrente oscillante è minore e la scarica risulta più stabile.



**Figura 2.14:** Relazione tra passaggio di corrente e velocità del flusso

In generale le scariche a corona interagiscono efficacemente con il fluido nei processi di generazione di onde d'urto e con le conseguenti separazioni. Insomma, in condizioni di forti gradienti di temperatura e pressione che le rende difficili da caratterizzare. La loro caratterizzazione infatti avviene spesso tramite *Shadowgraph* o *Schlieren*.

### Dielectric Barrier Discharge (DBD)

L'attuatore DBD è alimentato da una tensione alternata (AC) tale da indurre una ionizzazione ciclica dell'aria. Gli elettrodi sono disposti in modo non simmetrico e tra loro viene interposta una 'barriera' di materiale dielettrico (fig. 2.15), molto influente ai fini della stabilità.

I vantaggi della scarica a barriera (dielettrica) DBD risiedono soprattutto nella sua semplicità ed economicità: la generazione può infatti essere facilmente ottenibile in aria anche a pressione ambiente, non genera temperature troppo elevate (la scarica DBD nel suo stadio diffuso arriva a circa  $50-60$  °C)

e quindi non intacca i materiali su cui la stessa scarica viene prodotta. Altri vantaggi di tale dispositivo sono la loro robustezza ed il basso consumo di potenza; risulta inoltre molto ben caratterizzabile sia dal punto di vista elettrico/energetico, sia in termini di vento ionico generato.

Il meccanismo di funzionamento degli attuatori al plasma DBD è legato essenzialmente alla capacità di aggiungere quantità di moto all'interno dello strato limite. Una configurazione spesso usata consiste nel posizionare gli elettrodi lungo l'apertura della superficie portante in modo tale da indurre un getto tangente alla parete diretto *streamwise* ([5]). Per un migliore effetto gli attuatori devono essere posizionati appena a monte della separazione del flusso che su cui si vuole agire.

Nel complesso il plasma DBD risulta estremamente efficace fino a velocità asintotiche dello stesso ordine di grandezza di quelle generate dall'attuatore, ma, adoperato in modalità tradizionale, perde efficacia all'aumentare del Mach.

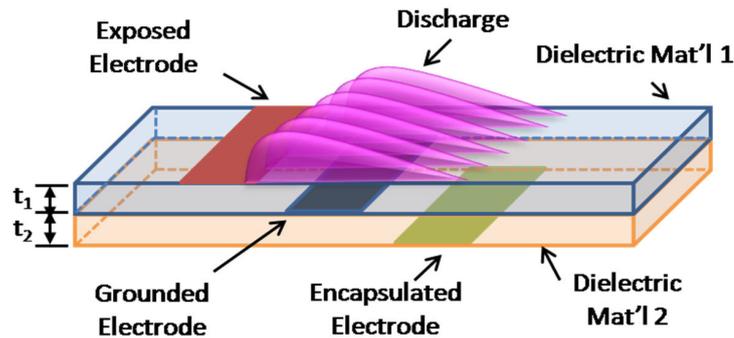


Figura 2.15: Attuatore DBD

### Velocità indotta $V_G$

Come già indicato, il meccanismo di controllo di flusso da parte degli attuatori DBD si origina dall'introduzione di energia cinetica nello strato limite e dunque dalla capacità di produrre il cosiddetto vento ionico. Gli elettroni, avendo massa estremamente minore di quella degli anioni e dei cationi, subiscono accelerazioni maggiori per effetto del campo elettrico, ma non contribuiscono in modo significativo alla velocità indotta risultante che dipende solo dagli ioni (le particelle più grosse). Il valore di velocità a cui si guarda come risultato si riferisce al flusso d'aria nel suo complesso.

Allo stato dell'arte, tutti gli studiosi sono concordi nell'affermare che con l'attuale tecnologia di generazione del plasma (configurazione degli elettrodi

e tipologia di alimentazione), la massima velocità ionica ottenibile sia nell'intorno di  $10 \text{ m/s}$ . Sono stati ottenuti ottimi risultati su flussi subsonici, piuttosto lenti (tipicamente in condizioni di velocità asintotica  $U_\infty \leq 30 \text{ m/s}$  e per numeri di Reynolds dell'ordine di  $Re = 10^5$ ). Risultati promettenti sono stati ottenuti a velocità asintotiche più alte tali da far pensare di poter usare questo tipo di attuatori nel campo dell'aeronautica ([30]).

I profili di velocità generati da differenti configurazioni di attuatori DBD possono essere anche estremamente diversi tra loro, poiché dipendenti da svariati fattori tra cui il materiale dielettrico utilizzato per la barriera, il suo spessore, la posizione reciproca e la forma degli elettrodi, le caratteristiche della tensione elettrica applicata per la generazione etc. La conoscenza dell'effettivo profilo di velocità generato da ciascun attuatore risulta pertanto fondamentale per la massimizzazione della sua efficacia in termini di controllo del flusso.



# Capitolo 3

## Struttura del lavoro

### Programma prove

Il programma di prove ha previsto l'acquisizione di misure di forze e momenti con le quali sono state costruite le curve dei coefficienti aerodinamici riportate in appendice. I grafici in questione sono stati creati con duplice scopo: relativamente alla fase sperimentale delle visualizzazioni sono serviti ad identificare, sulla curva di portanza, gli assetti di prova e la loro posizione relativa rispetto al tratto di linearità e alla regione dello stallo. Per quanto riguarda invece la successiva fase di analisi numerica, i coefficienti aerodinamici acquisiti agli assetti delle visualizzazioni hanno definito le condizioni aerodinamiche globali da riprodurre, al fine di poter comparare i *'flow patterns'* ottenuti attraverso la *Computational Fluid Dynamics (CFD)* con quelli sperimentali, il tutto a parità di numero di Reynolds.

In riferimento alla parte sperimentale, le visualizzazioni hanno coperto tutto il range delle basse incidenze fino allo stallo; hanno permesso di individuare regioni sul dorso dell'ala adatte al posizionamento di dispositivi per il controllo attivo del flusso. All'interno di tali superfici sono state scelte opportune stazioni su cui effettuare misure di strato limite allo scopo di conoscere l'andamento del profilo di velocità al suo interno.

Il programma delle analisi numeriche è stato concentrato sulle configurazioni di crociera e manovra, la prima ad assetti molto bassi, la seconda ad incidenze prossime allo stallo, caratterizzati da estese separazioni sulla superficie alare. Il lavoro in questione ha richiesto la messa a punto delle griglie di calcolo, la scelta delle condizioni iniziali e al contorno, dei modelli di transizione e turbolenza più adeguati, nonché l'individuazione degli opportuni parametri per il confronto con i risultati sperimentali.

Nel complesso tutte le configurazioni indagate sono: crociera (CR), ma-

## Capitolo 3

---

novra con e senza la deflessione degli alettoni (MAN e MAN+dAIL), decollo (TO) e atterraggio (LAND). La configurazione in crociera prevede tutte le superfici di bordo d'attacco e di fuga a deflessione nulla, in manovra si ha la deflessione dei soli *nose droops* lungo tutta l'apertura, in decollo e in atterraggio anche la deflessione dei *flaps*.

### Steps

Per una migliore comprensione dei fenomeni che governano l'aerodinamica in oggetto si è fatto ricorso allo studio bibliografico di ali con caratteristiche simili all'ala in questione e dei dispositivi che si intendono utilizzare per controllare il flusso sulla superficie alare (capitolo 2), successivamente sono state svolte prove in galleria del vento (capitolo 4), per giungere infine alla simulazione numerica (capitolo 5).

# Capitolo 4

## Attività di galleria

*In questo capitolo viene descritta la galleria del vento in cui sono state svolte le prove ed il modello del velivolo utilizzato. Sono osservati nel dettaglio i profili di strato limite e le immagini ottenute con le visualizzazioni, alle incidenze nell'intorno dello stallo perché è in queste condizioni che si vuole andare ad agire con dispositivi di controllo del flusso. La configurazione in manovra (sia con che senza i flaps deflessi) è quella su cui è stata prestata maggiore attenzione. Infine è stata fatta un'analisi per l'individuazione delle regioni più adatte all'applicazione degli attuatori.*

---

### 4.1 Galleria del vento Aermacchi

Le prove sperimentali sono state svolte nella galleria del vento dell'azienda, costruita all'inizio degli anni '70. Il circuito è chiuso e la camera di prova aperta. La vena è libera e la velocità massima raggiungibile è circa  $70 \text{ m/s}$ . Il Reynolds per una corda media di  $1 \text{ m}$  alla velocità di  $50 \text{ m/s}$  è pari a  $Re = 3.4 \cdot 10^6$ . In tabella 4.1 sono riportate le caratteristiche tecniche.

Il motore è a corrente continua, raffreddato ad aria. La galleria è dotata anche di un sistema di raffreddamento ad acqua. La ventola è posizionata a valle del primo angolo, collegata al motore con un albero di trasmissione con apposito sistema di raffreddamento e lubrificazione ad olio. Il raddrizzatore a valle della girante è costituito da 7 profili alari simmetrici. In corrispondenza di spigoli vivi ( $90^\circ$ ) all'interno del condotto sono posizionati dei deviatori di flusso che lo aiutano a seguire il condotto con le minori perdite di carico possibili. A monte del convergente è installato il raddrizzatore di flusso, costituito da un setto metallico a celle esagonali e da una serie di reti in acciaio. Per proteggere il modello da frammenti che si possono staccare dal condotto, sempre prima della camera di prova, c'è una rete metallica a maglie molto

**Tabella 4.1:** Caratteristiche tecniche galleria del vento AAEM

|                         |  |
|-------------------------|--|
| CONVERGENTE             | Diametro = 2.0. <i>m</i>   |
| CAMERA DI PROVA         | Lunghezza = 1.70 <i>m</i><br>Diametro vena utile = 1.40 <i>m</i>             |
| CAMERA DI CALMA         | Diametro = 4.55 <i>m</i><br>Rapporto di contrazione = 5.17                   |
| MOTORE                  | Corrente continua (CC)<br>Potenza massima = 620 <i>kW</i>                    |
| VENTOLA                 | Diametro = 2.95 <i>m</i><br>Numero di pale = 7<br>Calettamento pale = 18°37' |
| RADDRIZZATORE di FLUSSO | Rete a nido d'ape con<br>celle esagonali                                     |

piccole. Per proteggere le pale del motore da parti del modello che possono accidentalmente staccarsi, subito dopo la camera di prova (all'imbocco del divergente) è presente una rete metallica a maglie larghe.

### Similitudini

E' rispettata la similitudine geometrica ma non di Mach. Operando con velocità di vena dell'ordine di 50 – 60 *m/s* i risultati acquisiti possono essere estesi in maniera affidabile sino alle velocità di volo in cui non si manifestano fenomeni di comprimibilità evidenti. Per quanto riguarda gli effetti del Reynolds, questi sono fortemente dipendenti dalla configurazione aerodinamica in prova. Quando lo si ritiene necessario (sulla base di informazioni disponibili o di stime fatte con metodologie di natura diversa), gli effetti del Reynolds per l'estrapolazione alle condizioni di volo dei dati acquisiti nella galleria AAEM, vengono derivati da test specifici condotti presso gallerie adatte allo scopo.

### Bilancia

Per l'acquisizione delle misure di forze e momenti è stata utilizzata una bilancia statica ad estensimetri, a sei componenti (6c3), posizionata verti-

calmente di supporto per il modello, completamente inserita all'interno dello stesso, non ha alcuna influenza sul flusso.

La bilancia è dotata di due attuatori per la variazione degli angoli di incidenza e di imbardata per i quali è possibile variare il passo in modo continuo (di decimo di grado in decimo di grado). Entrambi sono azionati tramite due motorini elettrici comandati dalla sala di controllo.

### Traversing

Consiste in un sistema di posizionamento a tre assi controllato automaticamente dal computer in sala controllo. Utilizzato come sostegno per il tubo di Pitot nel rilevamento delle pressioni in camera di prova, oppure funziona da *'dummy'* (copia non funzionante del sostegno del simulacro della bilancia fissa) nelle prove di interferenza.

## 4.2 Modello del velivolo

Il modello adottato per i test descritti nella presente tesi è in lega leggera di alluminio ed in scala geometrica 1:10 rispetto al velivolo originale. Le superfici mobili (*flap* e *nose droop*) sono smontabili e vengono cambiate a seconda dell'angolo di deflessione che devono assumere.

La transizione da flusso laminare a flusso turbolento è imposta attraverso ballottini di resina, caricata con sfere di vetro, disposti lungo una linea al 5% della corda di tutte le superfici portanti e su altre parti significative (come il *canopy* ed il *forebody*), sempre perpendicolarmente al flusso. L'effetto è quello di far avvenire la transizione laminare-turbolento alla stessa posizione in cui si ha sul velivolo al vero.

Per rendere più semplice la creazione del modello CAD è stato eliminato l'intero impennaggio di coda ipotizzando che la sua influenza sul flusso sull'ala fosse trascurabile per lo studio in questione.

Per uniformarsi alla configurazione alare del velivolo in scala 1:1 che verrà utilizzata nei test in una galleria per grande scala, sono stati rimossi tutti i *wing fixings* che agiscono sulle separazioni presenti ad assetti elevati, rendendole più rappresentative di quelle sul velivolo al vero, su cui però non sono presenti. Oltre alla transizione imposta è stato mantenuto un unico dispositivo di controllo del flusso: la LF3 (*fence* posizionata in prossimità del bordo d'attacco tra lo *strake* e la radice dell'ala), presente anche sul velivolo al vero. In figura 4.1 è visibile il modello installato per la campagna di prove.



**Figura 4.1:** Modello installato

### 4.3 Visualizzazioni

Lo scopo fondamentale della presente caratterizzazione fluidodinamica mediante visualizzazioni superficiali di flusso è quello di acquisire una panoramica esaustiva dell'andamento dei sistemi vorticosi fondamentali e, più ancora, delle separazioni che interessano l'ala ed il *LEX* (*Leading Edge Extension*), in tutto il campo di incidenze di volo e ad imbardata nulla. Le configurazioni indicate nel programma di prove sono quelle che verranno provate in una galleria del vento di DNW con un modello in scala 1:1 a velocità variabili, fino a  $50\text{ m/s}$ , impiegando tecniche di controllo attivo del flusso mediante plasma freddo (attuatori DBD).

In ragione della ridotta scala del modello (1:10) utilizzato nel presente lavoro di tesi e della necessità di condurre questa caratterizzazione ad un numero di Reynolds più alto possibile, comunque un ordine di grandezza inferiore a quello massimo dei test a DNW, si è scelta una velocità di prova piuttosto elevata e pari a  $50\text{ m/s}$ .

Per ciascuna delle configurazioni scelte sono state fatte visualizzazioni al variare dell'incidenza con step in  $\alpha$  piuttosto ristretti, focalizzando la massima attenzione nell'analisi delle condizioni nella regione di  $CL$  massimo (zona dello stallo). Tra queste ultime, infatti, sono state ricercate le '*Design conditions*' per il posizionamento sull'ala degli attuatori al plasma per il controllo attivo del flusso.

Le prime visualizzazioni sono state fatte con colorante e ad esse ne sono seguite altre con *tufts* (barbole), tutte documentate mediante filmati e fotografie, integrati dall'osservazione diretta al termine di ciascuna prova. Dai

video sono stati estratti singoli fotogrammi. L'utilizzo di programmi atti a migliorare la qualità delle immagini ne ha permesso un sostanziale aumento del contrasto rendendo ben visibili i segni lasciati sulla superficie alare. Per le riprese in pianta è stata utilizzata una telecamera montata sul *traversing* movimentato dalla sala di controllo. Con una fotocamera digitale sono stati fotografati alcuni dettagli con angolazioni più adeguate.

### Visualizzazioni con colorante

Le visualizzazioni con tintura permettono di vedere cosa accade sulla superficie di interesse sotto l'azione di un vento incidente con diversi angoli d'attacco e, se necessario, a varie velocità della vena libera (in questo caso sono state fatte tutte alla velocità di  $50\text{ m/s}$ , variando l'assetto, con angolo di *sideslip* nullo). Come colorante è stato utilizzato un solvente volatile in cui è stata disciolta della polvere colorata.

Ogni prova si articola in quattro fasi:

1. Si imposta la configurazione desiderata del modello e si pennella la superficie con l'apposita tintura
2. Si aziona la galleria del vento
3. Fin quando la vernice non è asciutta si acquisisce con una telecamera l'evoluzione delle tracce lasciate, sulla superficie di interesse del modello, dai fenomeni che si instaurano nel volume di fluido soprastante
4. Una volta che il colorante è asciutto e la sua concentrazione nelle diverse zone non subisce più variazioni sotto l'azione del vento, è possibile spegnere la galleria e scattare delle fotografie.

Questo tipo di visualizzazioni fornisce poche informazioni ad occhi non esperti, a differenza di quelle fatte col fumo che danno, con maggiore immediatezza, una chiara ed inequivocabile visione di ciò che accade nel campo di moto attorno all'oggetto. Con le visualizzazioni con fumo è molto più difficile avere indicazioni sullo stato del flusso sulla superficie del modello per le quali, invece, le visualizzazioni con colorante sono utilissime. Quando si secca il colorante si ha a disposizione una superficie su cui è possibile analizzare e studiare le zone in cui si evidenzia la presenza di un particolare fenomeno; in particolare separazioni e riattacchi del flusso turbolento. Affinché il risultato sia apprezzabile, le visualizzazioni con il fumo necessitano di velocità molto più basse di quella selezionata per questi test, di conseguenza non è detto che si instaurino gli stessi fenomeni aerodinamici, e anche se fosse, molto probabilmente avverrebbero su zone di diversa estensione. Le

visualizzazioni con la tintura sono effettuate alle velocità di prova usuali della galleria, evidenziando l'impronta dell'effettivo campo di moto presente sulla superficie.

Le prove sono state infittite in corrispondenza delle incidenze in cui il flusso passa dall'essere completamente attaccato a presentare separazioni e/o la nascita di fenomeni vorticosi.

Le visualizzazioni sono state effettuate a valle della creazione delle curve dei coefficienti aerodinamici (riportate in appendice). Per questioni di riservatezza dei dati non è stato possibile lasciare visibili gli effettivi valori degli angoli d'incidenza e tanto meno dei coefficienti stessi che sono stati normalizzati. Ad ogni modo, l'andamento delle curve è ben visibile e su di esse sono indicati con dei cerchi pieni i punti in cui sono state effettuate le visualizzazioni analizzate nelle prossime pagine.

L'analisi delle visualizzazioni si articola in diversi passi: per ogni configurazione e per ogni assetto indagato sono osservate le curve dei coefficienti precedentemente create, soprattutto quella relativa al coefficiente di portanza. E' stata assegnata una lettera per ogni regione descritta, la stessa è stata riportata sui fotogrammi estratti dai filmati.

- A - Prima visione d'insieme che comprende particolari asimmetrie e grandi separazioni
- B - Superficie dello *strake*
- C - Superficie della parte anteriore della fusoliera
- D - Superficie della parte posteriore della fusoliera
- E - Bordo d'attacco
- F - Intersezione tra *nose droop* ed ala
- G - Effetto del dente di sega
- H - Regione *outboard* della semiala sinistra
- I - Regione *outboard* della semiala destra
- J - Zona d'estremità
- K - *Flap*

**CR**

Curve: figure A.1,A.2, A.3, A.4

Visualizzazioni: figura 4.2

Poiché gli assetti di volo tipici di questa configurazione sono molto bassi, non si innesca nessun fenomeno vorticoso ed il flusso è praticamente sempre attaccato come si può vedere in figura 4.2. Sono state osservate le visualizzazioni relative a tre angoli d'incidenza, ma su di esse i flussi hanno mostrato comportamento analogo.

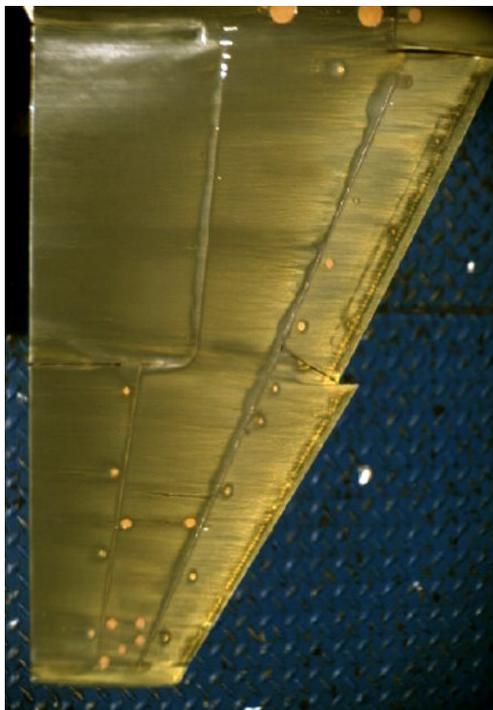
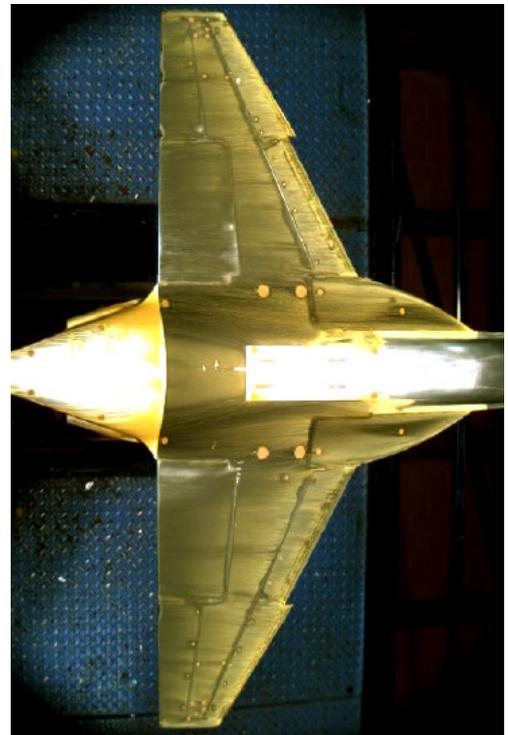
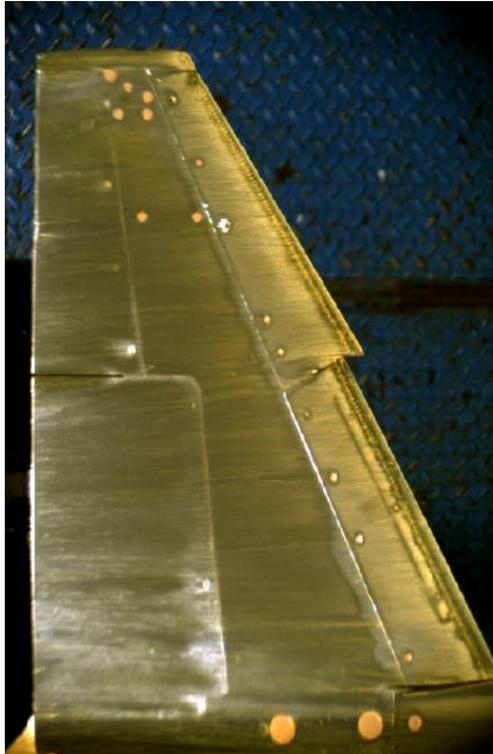


Figura 4.2:  $CR_{\alpha_{norm}} = 0.062^\circ$

## MAN

Curve: figure A.5,A.6, A.7, A.8

Gli assetti tipici in manovra, per questo velivolo, si trovano ad incidenze pronunciate, a cavallo dello stallo dove il flusso mostra fenomeni vorticosi intensi che influiscono sulla manovrabilità stessa.

- $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$   
 $CL_{norm} = 0.668$  e  $CD_{norm} = 0.182$  (figure A.5,A.6)  
 Si è ancora nel tratto lineare della curva  $CL - \alpha$ , prima dello stallo. Il  $CL$  cresce all'aumentare dell'incidenza così come il  $CD$ .  
 Visualizzazioni: fig.4.3

- A - Flusso separato sulla regione *outboard* dei *flaps* e sul bordo di fuga degli alettoni. Si nota una leggera asimmetria sugli alettoni: il destro presenta solo un inizio di separazione nell'angolo *outboard* sul bordo di fuga, mentre sul sinistro il flusso è completamente separato al bordo di fuga.
- B - Sullo *strake* sono ben visibili due vortici controrotanti: quello più interno ruota *inboard* e quello più esterno *outboard*.
- C - Si nota la presenza sulla fusoliera di altri due vortici controrotanti, meno intensi di quelli sullo *strake*, nati a causa della forma del *forebody*.
- D - Sulla zona *aft* della fusoliera (appena a monte della regione che dovrebbe ospitare l'impennaggio di coda) si vede il passaggio di due vortici controrotanti aventi velocità medio-bassa.
- E - Si ha separazione sul bordo d'attacco, dove il flusso è ancora laminare, con successivo riattacco a valle dei ballottini di vetro.
- F - Il bordo d'uscita del *droop* è collegato alla semiala, ma le due superfici hanno incidenza locale diversa. A causa della forte curvatura locale sul raccordo, il flusso separa e viene deviato *outboard* (moto dovuto alla combinazione tra la velocità asintotica e freccia alare locale).
- G - Sui *nose droops* deflessi si vede il passaggio di due vortici controrotanti che nascono in corrispondenza del '*kink*' dovuto alla deflessione (*droop* interno) e del dente di sega (*droop* esterno), i quali si propagano *outboard* energizzando molto il flusso e tenendolo attaccato.
- J - Nella zona di tip si vede il riattacco del vortice d'estremità (separa sul ventre e si avvolge sulla tip riattaccando sul dorso con verso di rotazione *inboard*).

- $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$

$CL_{norm} = 0.715$  e  $CD_{norm} = 0.263$  (figure A.5,A.6)

Si è in corrispondenza del massimo relativo della curva  $CL - \alpha$ , che potrebbe rappresentare l'assetto a cui stalla una prima parte dell'ala, ma non tutta. Il coefficiente di portanza diminuisce spostandosi ad incidenze sia maggiori che minori. Aumentando l'incidenza il  $CL$  diminuisce leggermente, ma il  $CD$  aumenta in modo significativo. Diminuendo l'incidenza diminuiscono sia portanza che resistenza.

Visualizzazioni: fig.4.4

- A - Non si riscontrano asimmetrie rilevanti. Parte del flusso sulla superficie *inner* della semiala è separato. Si può facilmente individuare il percorso seguito dal flusso: partendo dall'angolo formato tra bordo d'attacco e radice il flusso si muove (più lentamente della *freestream*) verso il bordo d'uscita deviando *outboard*. Da qui risale verso il bordo d'attacco deviando *inboard*.
- B - Sullo *strake* passano due vortici controrotanti molto energizzanti, che ruotano a velocità elevata.
- C - Anche i vortici che risentono della presenza del *forebody* lasciano segno della loro presenza sulla fusoliera, sono più veloci rispetto alle incidenze minori.
- D - I due vortici controrotanti che passano sulla parte *aft* della fusoliera hanno ancora velocità di rotazione bassa.
- E - Il flusso, laminare, separa nella primissima percentuale di corda e riattacca, turbolento, immediatamente a valle dei ballottini di vetro.
- F - Sulla cerniera dei *nose droops* (deflessi) il flusso separa e viene deviato *outboard*. Quando la separazione che percorre *outboard* la cerniera dell'*inner nose droop* si combina con il flusso separato dell'*inner wing*, che sale controcorrente, si crea una zona di ricircolo.
- G - Sui *nose droops* esterni passano *spanwise* due vortici controrotanti abbastanza intensi (effetto del dente di sega), capaci di tenere in parte attaccato il flusso: ruotano in senso contrario, nella regione a loro esterna (dove non interagiscono) hanno un effetto di pressione sulla superficie alare tale da schiacciare il flusso su di essa. Lungo la linea in cui interagiscono sollevano il colorante evidenziando separazione del flusso. Sui *nose droops* interni non c'è segno evidente del passaggio di vortici, probabilmente sono sollevati rispetto alla superficie e non la lambiscono.

- H - Zona d'estremità: la separazione presente sull'alettone risale verso il bordo d'attacco e verso la tip fino ad incontrare il flusso che, separato, si muove *outboard* lungo la cerniera del *droop*. Nel punto d'incontro i due si combinano generando una zona di ricircolo. Il flusso risulta (debolmente) attaccato solo in una ristretta regione a valle del dente di sega, l'alettone è quasi completamente separato.
- J - Il riavvolgimento del vortice di tip (sempre dotato di parecchia energia) fa sì che il flusso sull'estremità sia mantenuto attaccato.

- $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$

$CL_{norm} = 0.75$  e  $CD_{norm} = 0.376$  (figure A.5,A.6)

Ci si trova in una zona lineare della curva  $CL-\alpha$  compresa tra massimo relativo e massimo assoluto, parte dell'ala è già stallata, ma non tutta. Il  $CL$  aumenta spostandosi ad incidenze maggiori e viceversa. Si è molto vicino allo stallo totale dell'ala ( $\alpha_{norm} = 0.562$ ). Aumentando ulteriormente l'incidenza (senza raggiungere l' $\alpha$  di stallo) aumentano sia  $CL$  che  $CD$ . Allo stallo si ha  $CL_{max}$  e  $CD_{max}$ .

Visualizzazioni: fig.4.5

- A - Non ci sono asimmetrie rilevanti. Il flusso è completamente separato nella zona *inner* delle semiali. E' attaccato solo su una regione a forma di delta che si estende dal dente di sega verso il bordo d'uscita, aprendosi verso la tip (effetto del dente di sega).
- B - Sullo *strake* sono ancora visibili due vortici controrotanti, ingrossati e sollevati. Si vede bene l'effetto della LF3 che li confina vicino alla fusoliera.
- C - I vortici che alle incidenze più basse si potevano vedere sulla superficie esterna della fusoliera (dovuti anche alla presenza del *forebody*) non sono più visibili perché si sono sollevati dalla superficie, aumentando di diametro.
- D - La parte *aft* della fusoliera è lambita da vortici poco intensi.
- F - Il flusso separato sulla parte interna della semiala si combina con quello separato in corrispondenza della cerniera dell'*inner nose droop*. Creando una zona di ricircolo.
- G - Il flusso sull'*outer nose droop* rimane attaccato (grazie anche alla presenza di due vortici controrotanti che si generano in corrispondenza del dente di sega) su quasi tutta la superficie.
- H - Muovendosi *outboard* il flusso separato che scorre sulla cerniera dell'*outer droop* si combina con il vortice di *tip* creando una ricircolo sull'estremità dell'ala, in prossimità del bordo d'attacco.
- J - Il vortice di *tip* riesce ancora a tenere attaccato il flusso sull'estremità alare.

- $\alpha_{norm} = 0.625^\circ$

Visualizzazioni: fig.4.6

La semiala *inner* è completamente separata, compresi *nose droops* e *flaps*. Il flusso circola: partendo dall'angolo formato tra bordo d'attacco e LF3 alla radice si muove verso il bordo d'uscita e *outboard*. Continua a ruotare fino a proseguire controcorrente verso il bordo d'attacco raggiunto il quale lo percorre tutto fino a tornare all'inizio del ciclo e stagnare. Sull'*outer droop* sono ben visibili i due vortici controrotanti che si sviluppano *outboard* e che si originano nel dente di sega. L'effetto benefico del dente di sega è quello di tenere confinato *inboard* il sistema vorticoso. Sullo *strake* sono ancora visibili due vortici controrotanti che hanno aumentato il loro diametro rispetto a quello che avevano alle incidenze minori. non si riscontrano asimmetrie rilevanti.

### MAN+dAIL

Curve: figure A.9, A.10, A.11, A.12

Come nel caso della configurazione di manovra senza deflessione di alettoni, sono state identificate differenti zone di particolare interesse.

- $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

$CL_{norm} = 0.668$  e  $CD_{norm} = 0.182$  (figure A.9, A.10)

Si è ancora nella zona lineare della curva  $CL - \alpha$ , ma poco prima del plateau dove si incontreranno diversi massimi relativi (che esprimono diverse condizioni di stallo, di varie superfici dell'ala, ma non dell'ala intera). Aumentando di poco l'incidenza sia il  $CL$  che il  $CD$  aumentano in maniera proporzionale e viceversa.

$Cm > 0$  (fig.A.11), si ha un leggero momento a cabrare che arriva da una condizione di stabilità protratta per un ampio range di angoli di incidenza, ma aumentando di poco l'assetto si incorre in una graduale diminuzione.

$Cn = 0$  (fig.A.12): è al limite di stabilità, aumentando  $\alpha$  diventa negativo ed irregolare.

$Cl > 0$  (fig.A.12), si ha un leggero momento di rollio innescato dalla deflessione degli alettoni, si riduce all'aumentare dell'incidenza, diventerà irregolare oltre i  $0.45^\circ$  d'incidenza (normalizzata).

Visualizzazioni: fig.4.7

A - La deflessione (opposta) degli alettoni genera flusso asimmetrico sulle due semiali (che permette la nascita di un momento di rollio). Si hanno condizioni di flusso simmetrico solo sui *nose droops* e sulla fusoliera. Le differenze sono marcate sulle superfici mobili in prossimità del bordo d'attacco (*flaps* e alettoni) e nella zona interna delle semiali. Il *flap* destro è soggetto ad un'intensa separazione con un forte ricircolo. L'alettone sinistro è completamente separato e fuori uso.

B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si può vedere il passaggio di due vortici controrotanti abbastanza intensi, di piccolo diametro e vicini alla superficie, da dare contributo significativo, energizzando il flusso. La *fence* LF3 riesce a tenerli confinati *inboard*: a valle il flusso è deviato poco *outboard*.

C - I due vortici controrotanti che si formano più internamente sullo *strake* in prossimità della fusoliera non lasciano segni visibili del loro passaggio: probabilmente sono presenti, ma sono ancora molto deboli.

- D - I due vortici controrotanti che lambiscono la zona aft della fusoliera sono ben visibili perché molto vicini alla superficie.
- E - Il flusso laminare nelle prime percentuali della corda separa e riattacca come flusso turbolento immediatamente a valle dei ballottini di vetro.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* scorre *outboard*.
- G - Due vortici controrotanti si originano in corrispondenza del dente di sega. Sono ancora deboli e poco energizzanti.
- H - L'alettone sinistro è deflesso verso il basso. Questa configurazione impedisce al dente di sega di lavorare in modo efficace. L'alettone è completamente separato, interessando anche l'estremità alare dove si unisce con il flusso che scorre *outboard* sulla cerniera dell'*outer nose droop*.
- I - L'alettone destro è deflesso verso l'alto, il flusso mostra un inizio di separazione in prossimità del bordo d'uscita. L'unica zona separata si ha all'estremità, si crea un ricircolo sulla cerniera dell'*outer droop* a causa dell'interazione tra il flusso separato sulla cerniera stessa e quello sull'estremità.
- J - Il vortice di *tip* riesce ancora a tenere attaccato il flusso all'estremità.
- K - Andamento particolare del flusso sulla semiala interna destra: in corrispondenza dello spigolo interno, vicino alla fusoliera, formato dall'*inner nose droop* deflesso negativamente, si instaurano due vortici controrotanti che deviano il flusso *outboard*. Questo andamento viene intralciato dall'effetto dovuto al dente di sega e dall'alettone deflesso verso l'alto che risucchia flusso dal ventre, così si instaura un ricircolo in senso orario sul *flap*. Anche i due vortici controrotanti sullo *strake*, quando giungono a valle della LF3, deviano, con angolo diverso, il flusso *outboard*. Quando raggiunge il ricircolo sul *flap* viene rallentato e portato anch'esso a ricircolare, in senso antiorario. Si crea così un'ampia zona di ricircolo. Il fenomeno si presenta solo sulla semiala destra a causa della deflessione verso l'alto dell'alettone.

- $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$

$CL_{norm} = 0.718$  e  $CD_{norm} = 0.247$ , figure A.9, A.10.

Si è all'inizio del plateau in cui si possono individuare diversi massimi relativi, il che significa che a breve ci si troverà in condizioni di stallo di una zona dell'ala. Aumentando l'incidenza il  $CL$  aumenta di poco, mentre il  $CD$  aumenta in modo significativo. Diminuendo l'incidenza si riducono sia portanza che resistenza.

$Cm > 0$  (fig.A.11), su ha un leggero momento a cabrare, costante nel range di incidenze nel suo intorno.

$Cn < 0$  (fig.A.12), il valore è ancora molto piccolo, quasi nullo, ma aumentando l'incidenza diventa più intenso (e più negativo).

$Cl > 0$  (fig.A.12), si ha momento di rollio innescato dalla deflessione degli alettoni, si riduce all'aumentare dell'incidenza.

Non si misura alcuna forza laterale ( $CY \simeq 0$ , fig.A.12).

Visualizzazioni: fig.4.8

- A - La deflessione (opposta) degli alettoni genera flusso asimmetrico sulle due semiali (che permette la nascita di un momento di rollio). L'asimmetria è praticamente assente sulla fusoliera e nella zona *inboard* delle semiali, mentre si accentua molto spostandosi verso le estremità (alettoni).
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si può vedere il passaggio di due vortici controrotanti. Il segno che lasciano sulla superficie è più leggero rispetto a quello visibile alle incidenze leggermente minori. Il vortice risulta essere più sollevato dalla superficie caratterizzato da un diametro e una velocità di rotazione maggiori.
- C - Sono presenti anche i due vortici controrotanti che si formano più internamente, vicino alla fusoliera e che risentono del *forebody*. Lambiscono leggermente la superficie, sono di intensità e dimensioni apprezzabili, ma la LF3 riesce comunque a tenerli confinati *inboard*.
- D - Sono intensi e ben visibili i vortici che passano sulla parte *aft* della fusoliera.
- E - Il flusso laminare nelle prime percentuali della corda separa e riattacca come flusso turbolento immediatamente a valle dei ballottini di vetro.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* scorre *outboard*.

- G - Due vortici controrotanti si originano in corrispondenza del dente di sega. Sono poco visibili perché si sollevano, allontanandosi dalla superficie, subito dopo la loro formazione.
- H - L'alettone sinistro è deflesso verso il basso. Questa configurazione impedisce al dente di sega di lavorare in modo efficace permettendo alla separazione che investe la parte interna della semiala di estendersi a tutta la semiala (determinando la separazione di tutto l'alettone), per infine giungere al bordo d'attacco d'estremità dove convoglia anche il flusso separato sulla cerniera dell'*outer droop*.
- I - L'alettone destro è deflesso verso l'alto, il dente di sega è un po' più efficiente e riesce a tenere il flusso attaccato sulla parte interna dell'alettone. La zona di estremità è completamente separata, si crea un ricircolo sulla cerniera dell'*outer droop*.
- J - Gli effetti di estremità su entrambe le ali non riescono a contrastare le forti separazioni che si hanno in queste aree.

- $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$ , fig.4.9  
 $CL_{norm} = 0.718$  e  $CD_{norm} = 0.365$ , figure A.9, A.10.  
Ci si trova sul plateau della curva  $CL - \alpha$ , prima dello stallo totale dell'ala. Nell'intorno la portanza rimane più o meno costante. La resistenza è alta, un piccolo incremento dell'incidenza non fa variare significativamente la portanza, ma determina un forte aumento della resistenza e viceversa.  
 $Cm > 0$  (fig.A.11), il momento a cabrare è intorno al suo valore minimo.  
 $Cn < 0$  (fig.A.12), si misura momento di imbardata negativo, di piccola intensità.  
 $Cl > 0$  (fig.A.12), si ha momento di rollio positivo dovuto alla deflessione degli alettoni, ci si trova in una zona irregolare della curva, ma globalmente si può osservare che il  $Cl$  in questa regione diminuisce all'aumentare dell'incidenza.  
Non si misura alcuna forza laterale ( $CY \simeq 0$ , fig.A.12).
- A - La deflessione (opposta) degli alettoni genera flusso asimmetrico sulle due semiali (che permette la nascita di un momento di rollio). L'asimmetria è praticamente assente sulla fusoliera e nella zona *inboard* delle semiali (che è completamente separata), mentre si accentua leggermente spostandosi verso le estremità (alettoni).
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si può vedere il passaggio di due vortici controrotanti. Il segno che lasciano sulla superficie è leggero e da ciò si deduce che i vortici sono distanti dalla superficie e presentano alta velocità di rotazione.
- C - I due vortici controrotanti che si instaurano più *inboard* lasciano un leggero segno del loro passaggio perché sono ben staccati dalla superficie, anche se di grande diametro e forte intensità. Proprio a causa della distanza dalla superficie, la LF3 non riesce a tenerli confinati *inboard* e il loro effetto si manifesta in una forte deviazione *outboard* del flusso sulla superficie interna della semiala.
- D - I vortici che passano sulla parte *aft* della fusoliera sono deviati *outboard* in modo accentuato.
- E - Il flusso laminare nelle prime percentuali della corda separa e riattacca come flusso turbolento immediatamente a valle dei ballottini di vetro.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* non scorre *outboard* perché sovrastato dalla separazione che si manifesta, intensa sulla

superficie interna della semiala (il flusso risale controcorrente verso il bordo d'attacco generando un ricircolo).

- G - Le uniche regioni sulla semiala sinistra in cui il flusso è attaccato si hanno sui *nose droops* (sia interno che esterno), nella parte prossima al dente di sega (*outer*) e all'angolo formatosi con la deflessione (*inner*). In corrispondenza di questi spigoli, infatti, si originano due intensi vortici controrotanti l'effetto è visibile solo su una zona ridotta perché si sollevano, allontanandosi dalla superficie, poco dopo essersi formati.
- H - La separazione sulla semiala interna sinistra è talmente intensa da giungere fino al bordo d'attacco del *droop* dove il flusso inizia a scorrere *inboard*: la separazione rimane confinata *inboard*. Zona d'estremità: l'alettone sinistro deflesso verso il basso annulla l'effetto del dente di sega. Nonostante ciò, il flusso sulla semiala esterna non è completamente separato, ma solo sulla cerniera dell'alettone stesso e verso la *tip* dove si combina con la separazione che scorre *outboard* lungo la linea di deflessione del *droop*.
- I - L'alettone destro è deflesso verso l'alto, il dente di sega efficiente e riesce a tenere il flusso attaccato su quasi tutto l'alettone. Si crea un ricircolo sulla cerniera dell'*outer droop* a causa dell'interazione tra il flusso separato sulla cerniera stessa del vortice d'estremità.
- J - Il vortice di estremità riesce a tenere il flusso attaccato sulla *tip* destra, ma non su quella sinistra.

### TAKE OFF

Curve: figure A.13, A.14, A.15, A.16

La configurazione in decollo prevede sia la deflessione dei *nose droops* sia quella dei *flaps* (con lo stesso angolo di deflessione, in valore assoluto ovviamente). Come per la manovra, anche in *take off* sono state individuate zone di particolare interesse.

- $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$   
 $CL_{norm} = 0.737$  e  $CD_{norm} = 0.199$ , figure A.13, A.14.

Si è ancora nella zona lineare: aumentando l'incidenza cresce anche il  $CL$  e viceversa. Lo stesso vale per la resistenza.

$Cm < 0$  (fig.A.15), si ha momento picchiante di piccola intensità, che tende a ridursi aumentando ulteriormente l'incidenza.

$Cl > 0$  (fig.A.16), momento di rollio molto piccolo ma presente.

$Cn = 0$  e  $CY \simeq 0$  (fig.A.16).

Visualizzazioni: fig.4.10

- A - Il flusso è simmetrico sulle semiali, mentre è asimmetrico sulle superfici mobili vicino al bordo d'uscita (*flaps* e alettoni). Il flusso sulla parte esterna della semiala risulta deviato *inboard*, in modo più marcato in prossimità del *flap*; è come se venisse risucchiato dal *gap* che si crea proprio a causa della deflessione del *flap*.
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si intravede il passaggio di due vortici controrotanti. Lasciano un segno abbastanza leggero del loro passaggio per tutta la lunghezza dello *strake*, sono ancora di dimensioni ridotte e poco intensi. A valle della LF3 non sono più visibili sulla superficie: l'unico segno della loro presenza è dato dalla leggera deviazione *outboard* del flusso.
- C - Non sono ancora visibili i due vortici controrotanti che si dovrebbero formare più internamente, vicino alla fusoliera e che risentono del *forebody*. Se presenti, la loro intensità non è sufficiente a dare effetti visibili sulla superficie.
- D - Sono visibili i vortici che passano sulla parte *aft* della fusoliera.
- E - Sui *nose droops* la transizione avviene in corrispondenza dei balottini di vetro, così come è stata imposta. Anche sui *flaps* la transizione avviene dove imposta.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* scorre *outboard*.

- G - Non si vede la presenza dei vortici che si dovrebbero instaurare in corrispondenza del dente di sega. Probabilmente non si formano perché l'incidenza locale è ancora molto bassa.
- H - Sull'alettone sinistro è visibile una zona di ristagno che interessa la parte centrale, vicino al bordo d'uscita.
- I - Sull'alettone destro la zona di ristagno è più ampia e copre quasi tutto il bordo d'uscita.
- J - I vortici di estremità alare contribuiscono a tenere il flusso attaccato alla tip.
- K - (fig.4.11) Sul dorso dei *flaps* il flusso è asimmetrico: su entrambi il flusso separa leggermente lungo tutto il bordo d'uscita, si espande in corrispondenza degli angoli.  
Ma sul *flap* sinistro la separazione sull'angolo interno si espande muovendosi controcorrente verso il bordo d'attacco e creando un leggero ricircolo. Sul ventre il flusso è simmetrico, attaccato anche se molto lento.

- $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

$CL_{norm} = 0.825$  e  $CD_{norm} = 0.258$ , figure A.13, A.14.

Si è ancora nella zona di crescita lineare, ma vicino al massimo relativo che si ha per  $\alpha_{norm} = 0.425^\circ$ . Aumentando l'incidenza la resistenza cresce rapidamente, mentre il coefficiente di portanza è quasi al suo valore massimo.

$Cm < 0$  (fig.A.15), si ha momento picchiante di piccola intensità, che tende ad annullarsi aumentando ulteriormente l'incidenza.

$Cl > 0$  (fig.A.16), momento di rollio molto piccolo ma presente.

Momento di imbardata  $Cn$  e forza laterale  $CY$  sono nulli (fig.A.16).

Visualizzazioni: fig.4.12

- A - Il flusso è simmetrico sulle semiali, ma asimmetrico sui *flaps*. Il flusso sulla parte esterna della semiala scorre parallelamente alla corrente libera. Evidentemente mantiene una velocità abbastanza elevata da non subire l'effetto di risucchio dei *flaps* deflessi.
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si intravede il passaggio di due vortici controrotanti. Lasciano un segno leggero del loro passaggio per tutta la lunghezza dello *strake*, sono di dimensioni maggiori rispetto alle incidenze minori, ma più distanti dalla superficie. A valle della LF3 non sono più visibili sulla superficie. L'unico segno che della loro presenza è la deviazione del flusso *outboard*.
- C - Non sono ancora visibili i due vortici controrotanti che si dovrebbero formare più internamente, vicino alla fusoliera e che risentono del *forebody*. Se presenti, la loro intensità non è tale da lasciare segni visibili sulla superficie.
- D - Due vortici controrotanti, poco intensi, lambiscono la parte *aft* della fusoliera.
- E - Sui *nose droops* si ha separazione laminare con successivo riattacco turbolento a valle dei ballottino di vetro. Sui *flaps* la transizione avviene dove imposta.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* scorre *outboard*.
- G - Non si vede la presenza dei vortici che si dovrebbero instaurare in corrispondenza del dente di sega. Probabilmente non si formano perché l'incidenza locale è ancora molto bassa (e negativa) oppure, se si formano sono molto deboli.
- H, I - La separazione sugli alettoni è simmetrica: interessa tutto il bordo d'uscita e il lato esterno.

- J - I vortici di estremità alare contribuiscono a tenere il flusso attaccato alla *tip*.
- K - (fig.4.13) Sul dorso dei flap il flusso è asimmetrico: su entrambi separa lungo tutto il bordo d'uscita. La separazione si espande in corrispondenza degli angoli e delle estremità esterne.
- Flap* sinistro: la separazione sull'angolo interno si espande muovendosi controcorrente verso il bordo d'attacco e creando un leggero ricircolo. Sul ventre il flusso è simmetrico, attaccato, rallentato solo in prossimità degli angoli vicino al bordo d'uscita. La presenza della squadretta crea un 'buco' (una zona priva di flusso) che ha effetto sul moto immediatamente a valle.

### LAND

Curve: figure A.9, A.10, A.11, A.12

La configurazione di atterraggio prevede sia la deflessione dei *nose droops* sia quella dei *flap*, con angoli di deflessione tra loro diversi, maggiori rispetto alla configurazione di decollo. L'angolo con cui è deflesso il *flap* è più del doppio rispetto a quello con cui è deflesso in decollo. Anche in questa configurazione sono state individuate zone interessanti.

- $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$

$CL_{norm} = 0.906$  e  $CD_{norm} = 0.301$ , A.9, A.10.

Si è ancora nella zona di crescita lineare: aumentando l'incidenza aumenta anche il  $CL$  e viceversa. La resistenza è alta e, nonostante ciò, aumentando l'incidenza cresce ancora.

$Cm < 0$  (fig.A.11), si ha momento picchiante, che però si riduce di intensità se si aumenta ulteriormente l'incidenza.

$Cl > 0$  (fig.A.12), molto piccolo ma presente.

$Cn$  è nullo e  $CY$  è molto piccolo, tanto da potersi considerare nullo (fig.A.12).

Visualizzazioni: fig.4.14

- A - Il flusso è simmetrico sulle semiali e sui *flaps*, ma asimmetrico sugli alettoni: quello destro è completamente separato. Il flusso sulla parte esterna della semiala risulta deviato *inboard*, in modo più marcato in prossimità del *flap*, come se venisse risucchiato dal *gap* che si crea proprio a causa della sua deflessione.
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si intravede il passaggio di due vortici controrotanti. Lasciano un segno marcato del loro passaggio per tutta la lunghezza dello *strake*, sono di medie dimensioni e già intensi. A valle della LF3 sono ancora visibili sulla superficie dove deviano *outboard* il flusso.
- C - Tutto il lato esterno della fusoliera è lambito da due vortici controrotanti che lasciano segno evidente del loro passaggio esprimendo elevata velocità di rotazione e grande vicinanza alla fusoliera.
- D - Sono ben visibili i vortici che passano sulla parte *aft* della fusoliera, sono intensi e di piccole dimensioni.
- E - Sui *nose droops* si ha separazione laminare con riattacco immediato a valle dei ballottini di vetro, dove avviene la transizione laminare-turbolento. Anche sui *flaps* la transizione avviene dove imposta.

- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* scorre *outboard*.
- G - Non si vede la presenza dei vortici che si dovrebbero instaurare in corrispondenza del dente di sega. Probabilmente non si formano perché l'incidenza locale è ancora molto bassa (e negativa). In corrispondenza dell'angolo interno dell'*inner nose droop*, a causa della sua deflessione, si originano due vortici controrotanti che poi si sviluppano lungo la corda verso il bordo d'uscita, sollevandosi man mano dalla superficie con la possibilità di un'eventuale interazione con i vortici provenienti dallo *strake*.
- H - Sull'alettone sinistro c'è una zona di ristagno che interessa tutto il bordo d'uscita e investe anche l'estremità della semiala.
- I - Sull'alettone destro il flusso è completamente separato.
- J - I vortici di estremità alare contribuiscono a tenere il flusso attaccato alla *tip*.
- K - (fig.4.15) Sul dorso dei *flaps* il flusso è simmetrico: separa leggermente lungo tutto il bordo d'uscita, si espande in corrispondenza degli angoli dove è fortemente deviato verso l'esterno. Il flusso appare attaccato e veloce. La presenza della squadretta più esterna causa un 'buco' di flusso. Quest'interazione lascia come segno evidente una linea retta che si estende fino al bordo d'uscita, inclinata *outboard*.

- $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

$CL_{norm} = 0.987$  e  $CD_{norm} > 0.322$ , figure A.9, A.10.

Si è in corrispondenza del massimo relativo, appena prima del massimo assoluto. La resistenza è molto alta.

$Cm < 0$  (fig.A.11), si ha momento picchiante, che però si riduce di intensità se si aumenta ulteriormente l'incidenza.

$Cl > 0$  (fig.A.12), il momento di rollio è molto piccolo ma presente.

Coefficiente del momento di imbardata  $Cn$  nullo e di forza laterale  $CY$  molto piccolo, tanto da potersi considerare quasi nullo (fig.A.12).

Visualizzazioni: fig.4.16

- A - Il flusso è simmetrico sulle semiali e sui *flaps*, ma asimmetrico sugli alettoni: quello destro è completamente separato. Il flusso sulla parte esterna della semiala risulta deviato *inboard*, in modo più marcato in prossimità del *flap*; è come se venisse asportato ('risucchiato') dal *gap* che si crea proprio a causa della sua deflessione.
- B - Sulla superficie dello *strake*, in prossimità del suo bordo d'attacco, si vede chiaramente il passaggio di due vortici controrotanti. Lasciano un segno marcato del loro passaggio per tutta la lunghezza dello *strake*, sono intensi e di medie dimensioni. A valle della LF3 sono ben visibili sulla superficie dove deviano *outboard* il flusso con un angolo più importante rispetto all'incidenza minore  $\alpha_{norm} = 0.312$ .
- C - Tutto il lato esterno della fusoliera è lambito da due vortici controrotanti che lasciano segno del loro passaggio, hanno velocità abbastanza elevata e sono ancora vicini alla superficie.
- D - Sono ancora visibili i vortici sulla parte *aft* della fusoliera, poco intensi e di medie dimensioni.
- E - Sui *nose droops* si ha separazione laminare prima dei ballottini con riattacco turbolento appena dopo. Sui *flaps* la transizione avviene dove imposta.
- F - Il flusso separato sulla cerniera dei *droops* esterni scorre *outboard*, mentre sulla cerniera dei *droops* interni scorre *inboard*: dove si incontrano formano ricircolo.
- G - Si vede la presenza dei vortici creati dal dente di sega che si propagano verso la tip. In corrispondenza dell'angolo interno dell'*inner nose droop*, a causa della sua deflessione, si forma una fessura tra il *droop* stesso e la fusoliera dove il flusso che vi passa prende la

forma di due vortici controrotanti che poi si sviluppano lungo la corda verso il bordo d'uscita, sollevandosi man mano dalla superficie con la possibilità di un'eventuale interazione con i vortici provenienti dallo *strake*.

- H - Sull'alettone sinistro la separazione interessa tutto il bordo d'uscita e investe anche l'estremità della semiala.
- I - Sull'alettone destro il flusso è completamente separato, si crea inoltre un evidente ristagno sulla cerniera, nella zona centrale.
- J - I vortici di estremità alare riescono solo in parte a tenere il flusso attaccato alla tip (solo sull'angolo in prossimità del bordo d'attacco)
- K - (fig.4.17) Sul dorso dei *flaps* il flusso è simmetrico: separa leggermente lungo tutto il bordo d'uscita, la separazione è di poco più accentuata sugli angoli dove il flusso risulta fortemente deviato verso l'esterno. Sul ventre il flusso risulta attaccato, veloce e turbolento su tutta la superficie. L'interazione del flusso con le squadrette lascia il segno a valle di tutte e quattro, più marcato a valle di quelle più esterne (una linea retta, inclinata verso *outboard*, che si estende fino al bordo d'uscita).

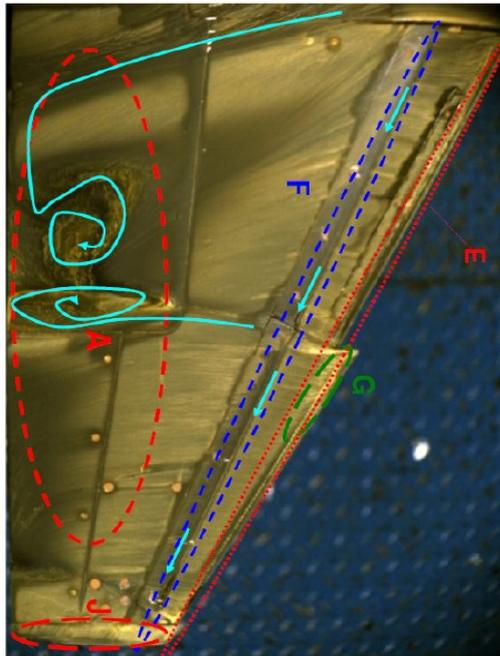
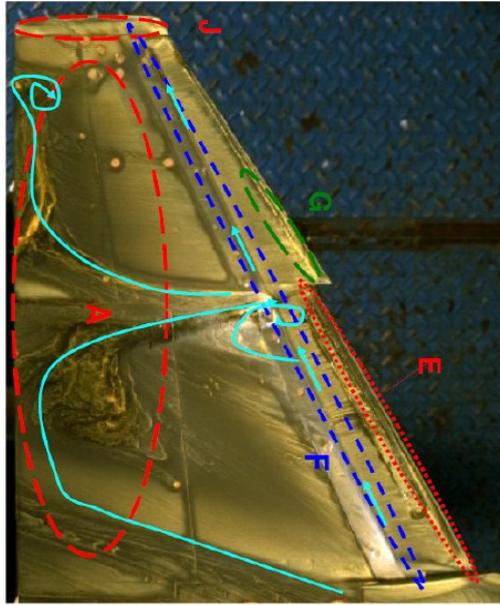
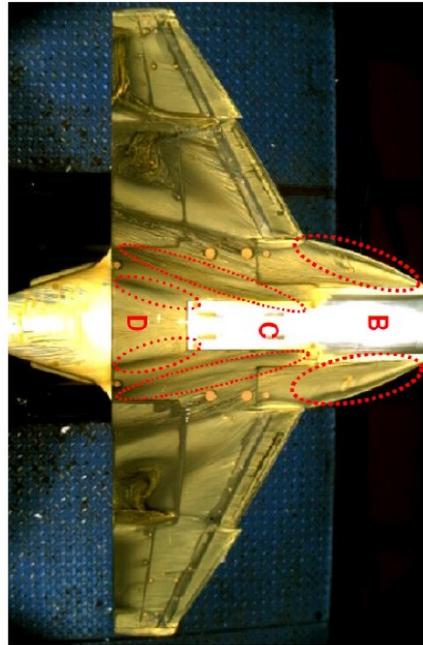


Figura 4.3: MAN  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

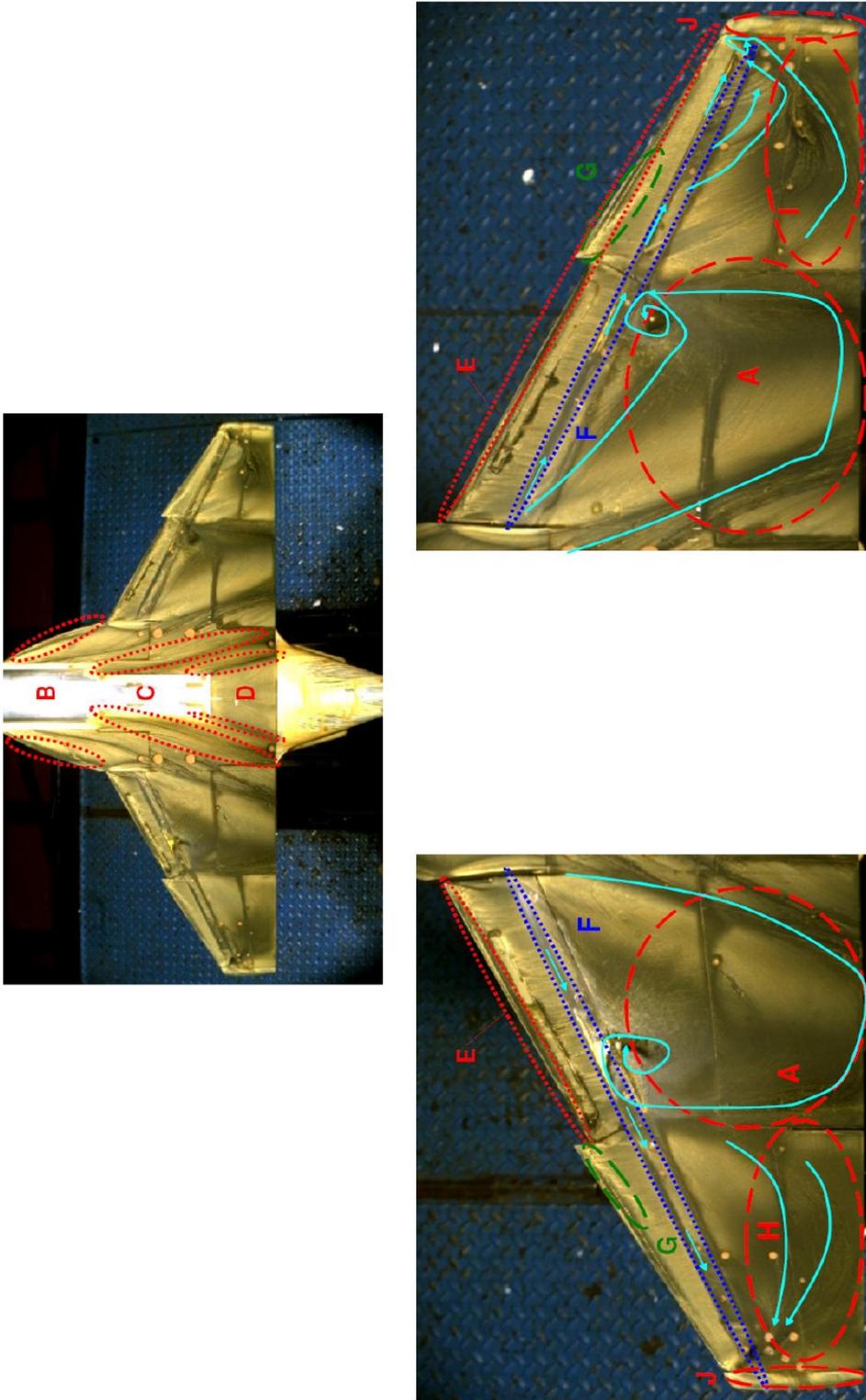


Figura 4.4: MAN  $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$

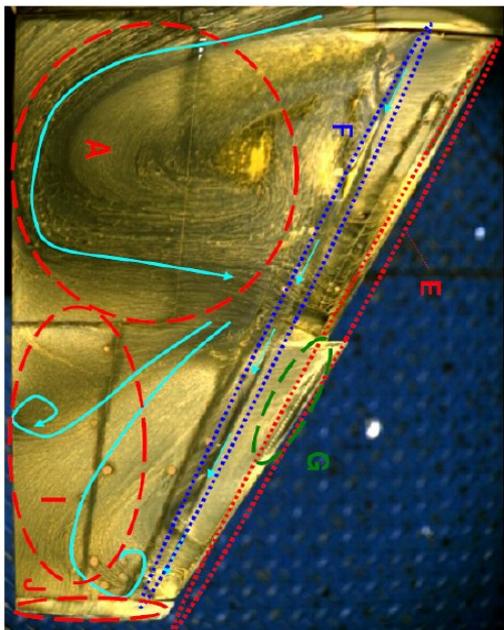
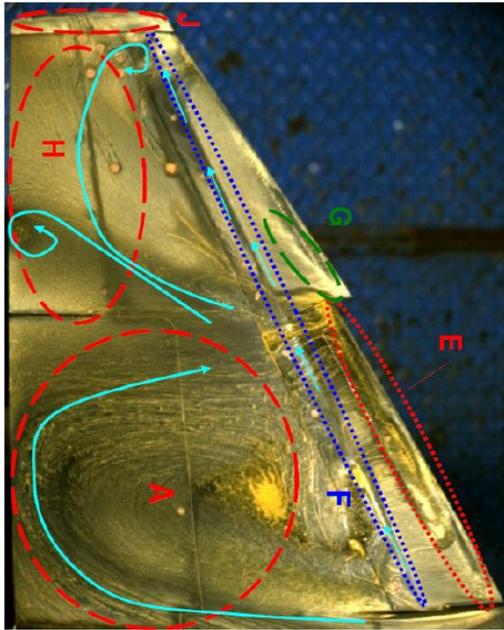
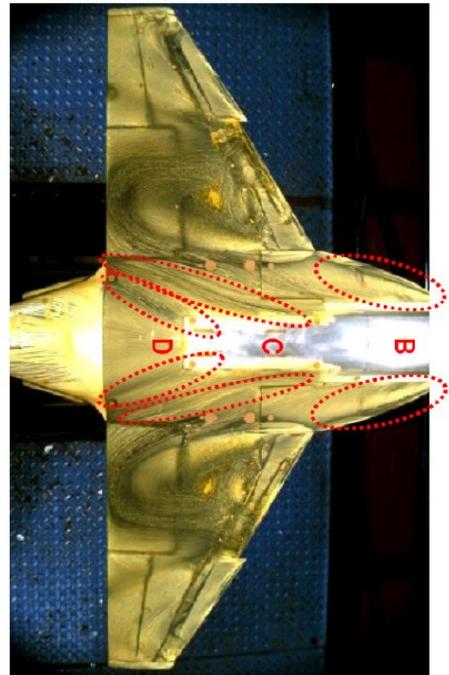


Figura 4.5: MAN  $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$

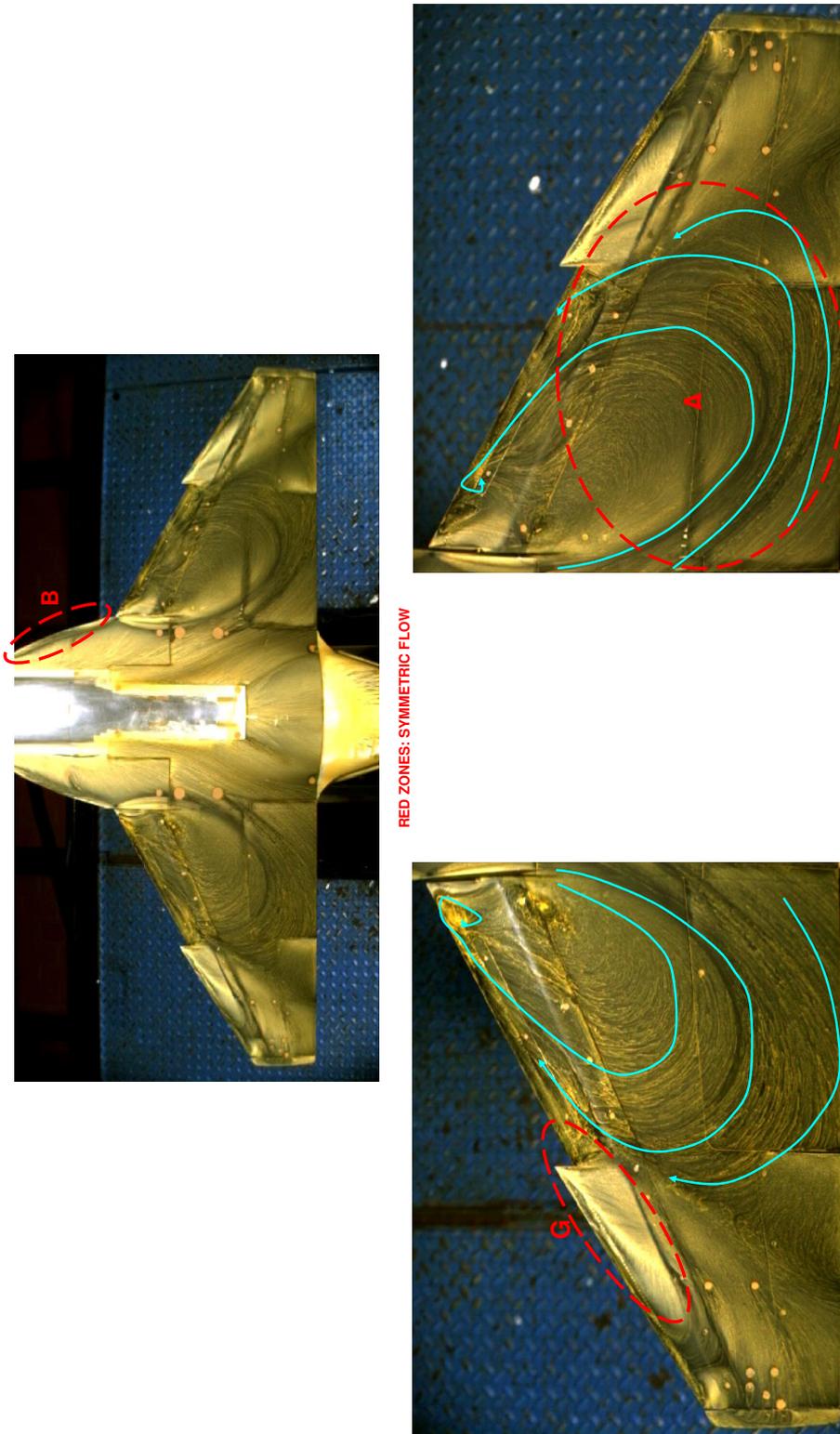


Figura 4.6: MAN  $\alpha_{norm} = 0.625^\circ$

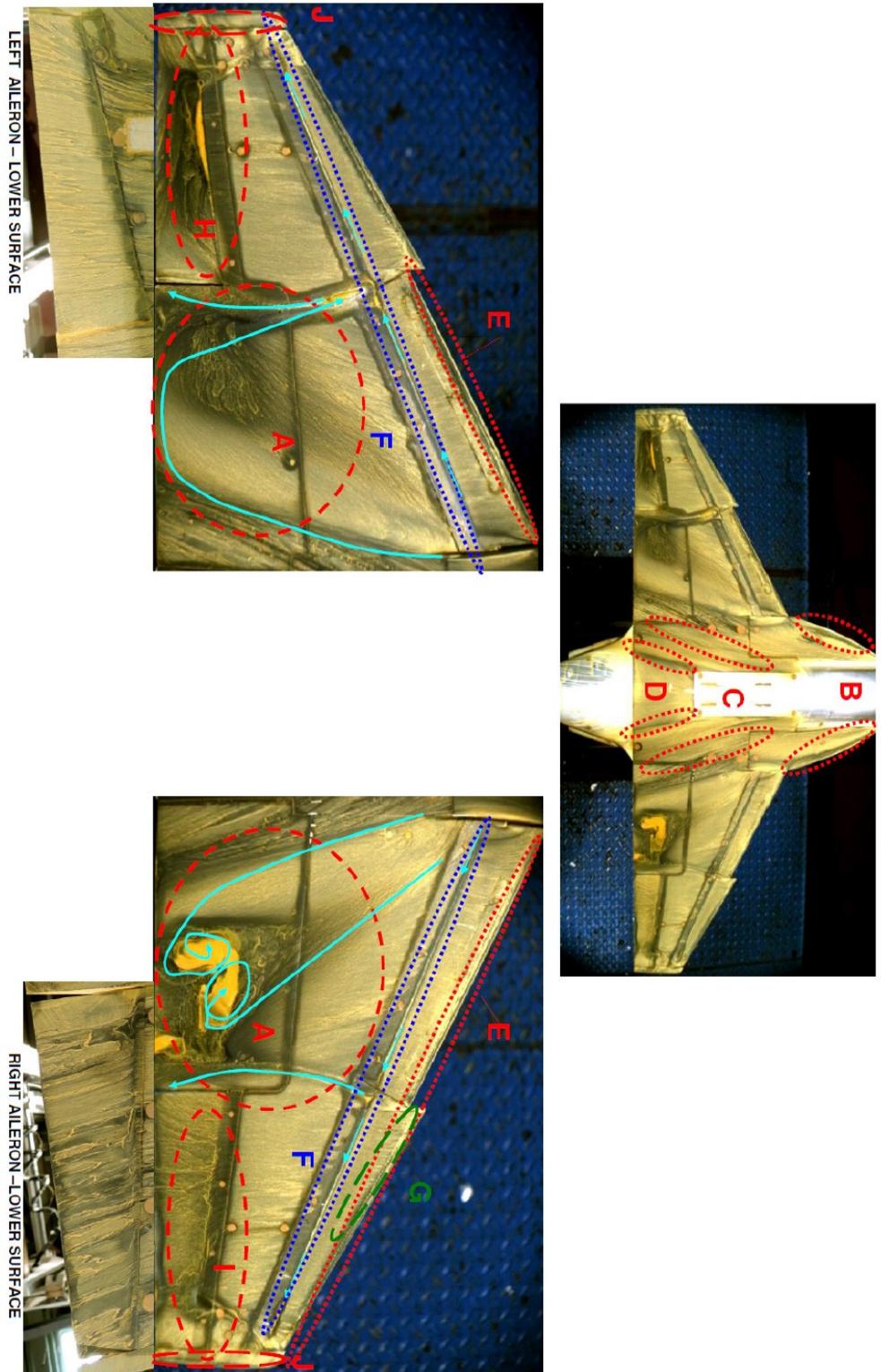


Figura 4.7: MAN+DAIL  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

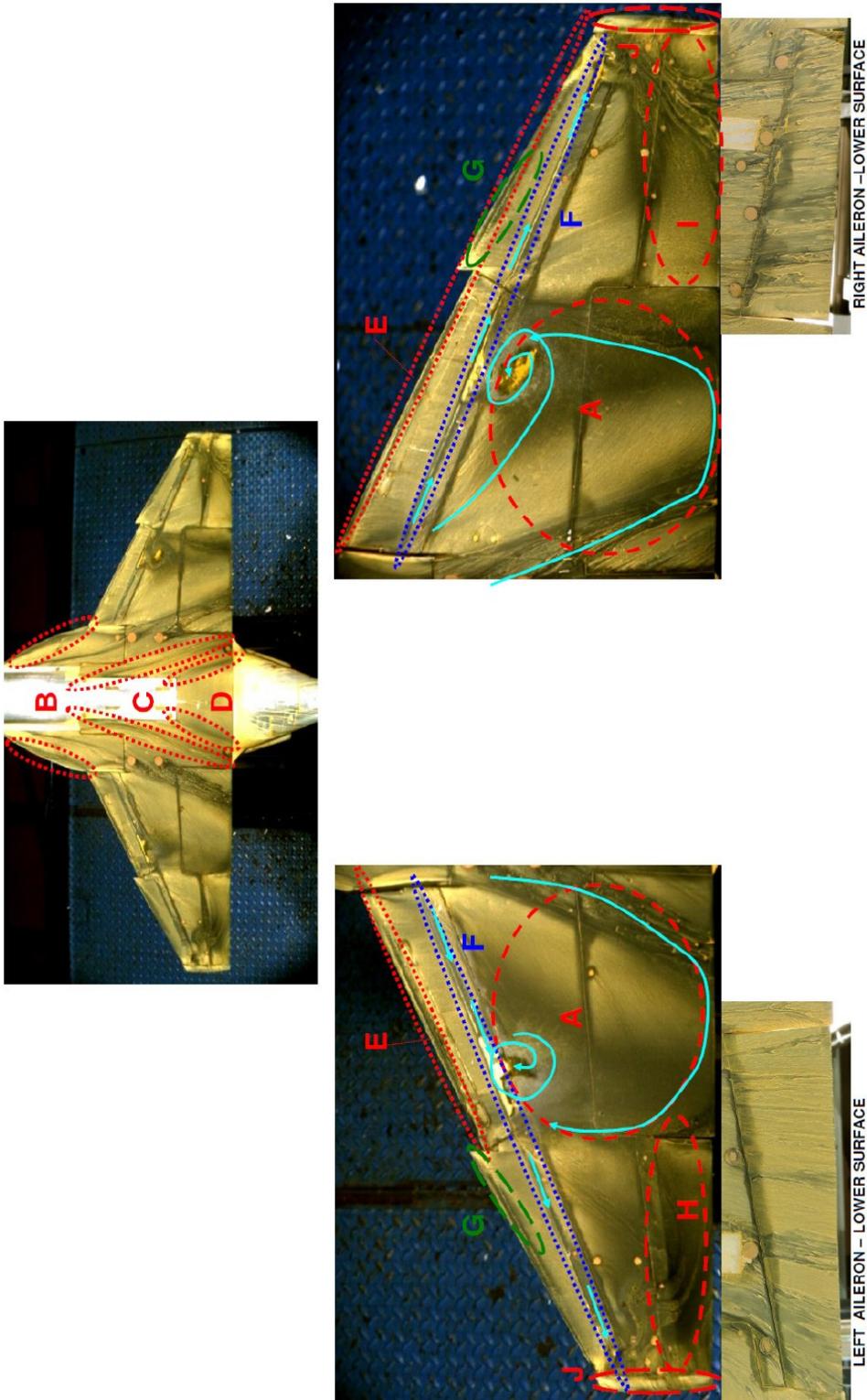


Figura 4.8: MAN+dAIL  $\alpha_{norm} = 0.437^\circ$

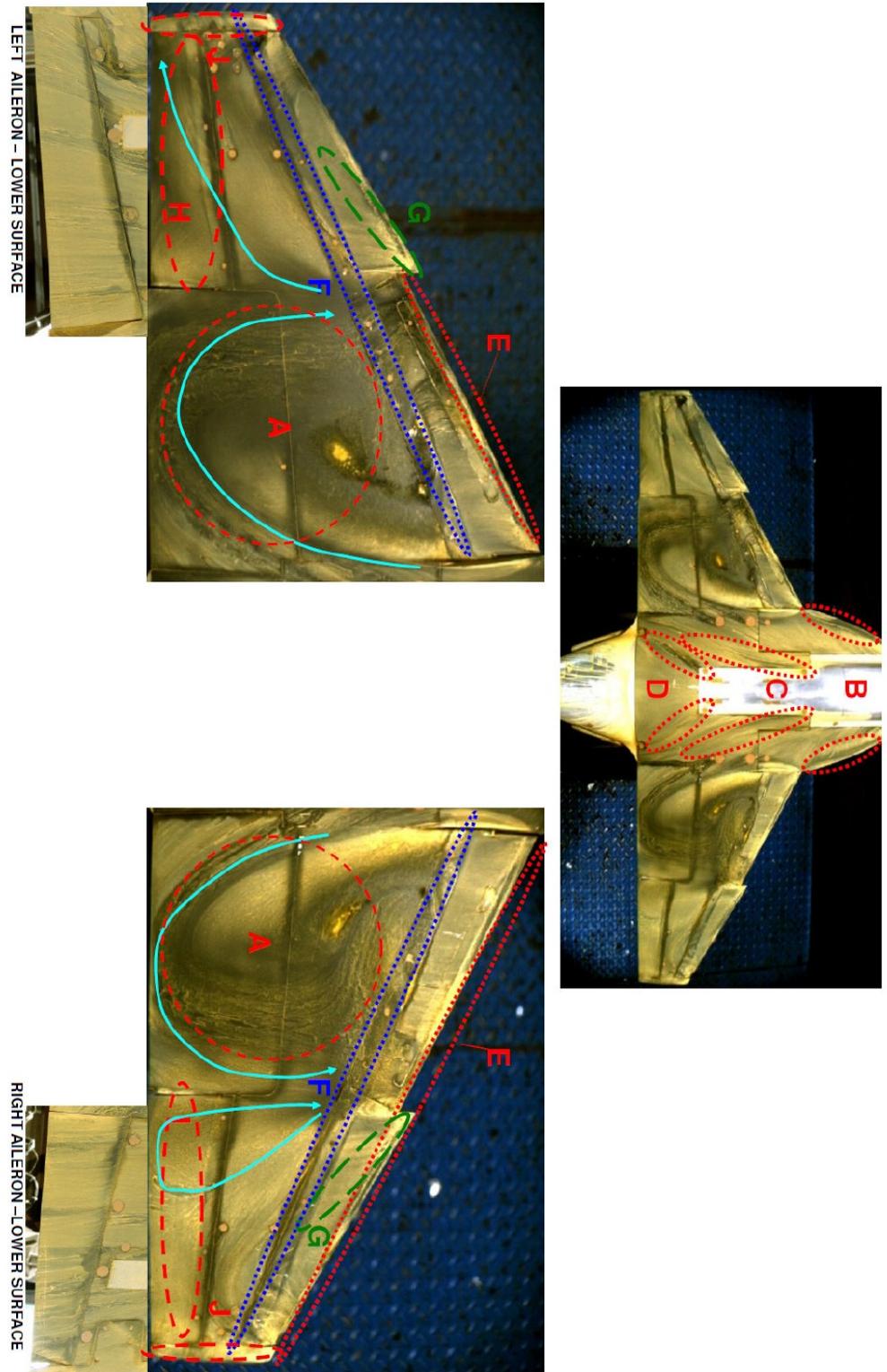


Figura 4.9: MAN+dAII  $\alpha_{norm} = 0.5^\circ$

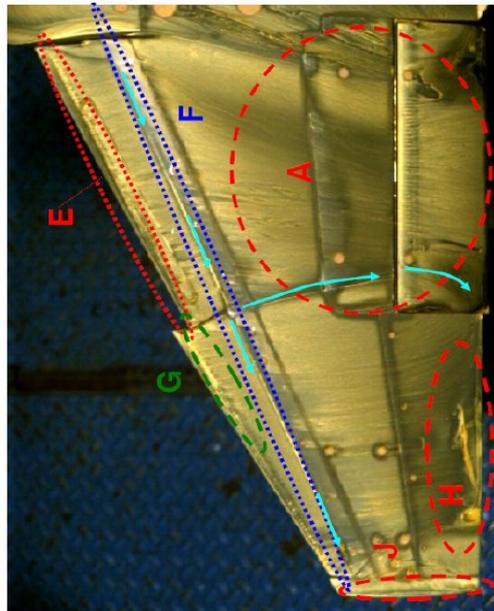
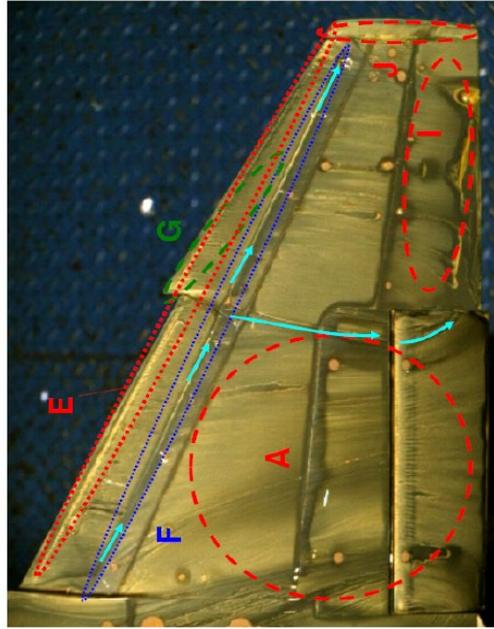
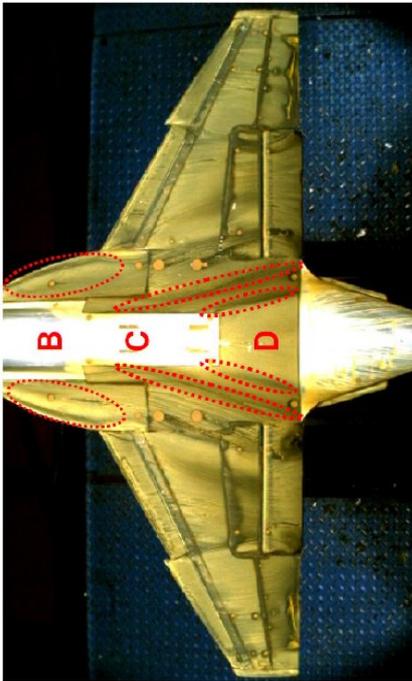


Figura 4.10: TO  $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$



Figura 4.11: Flap TO  $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$

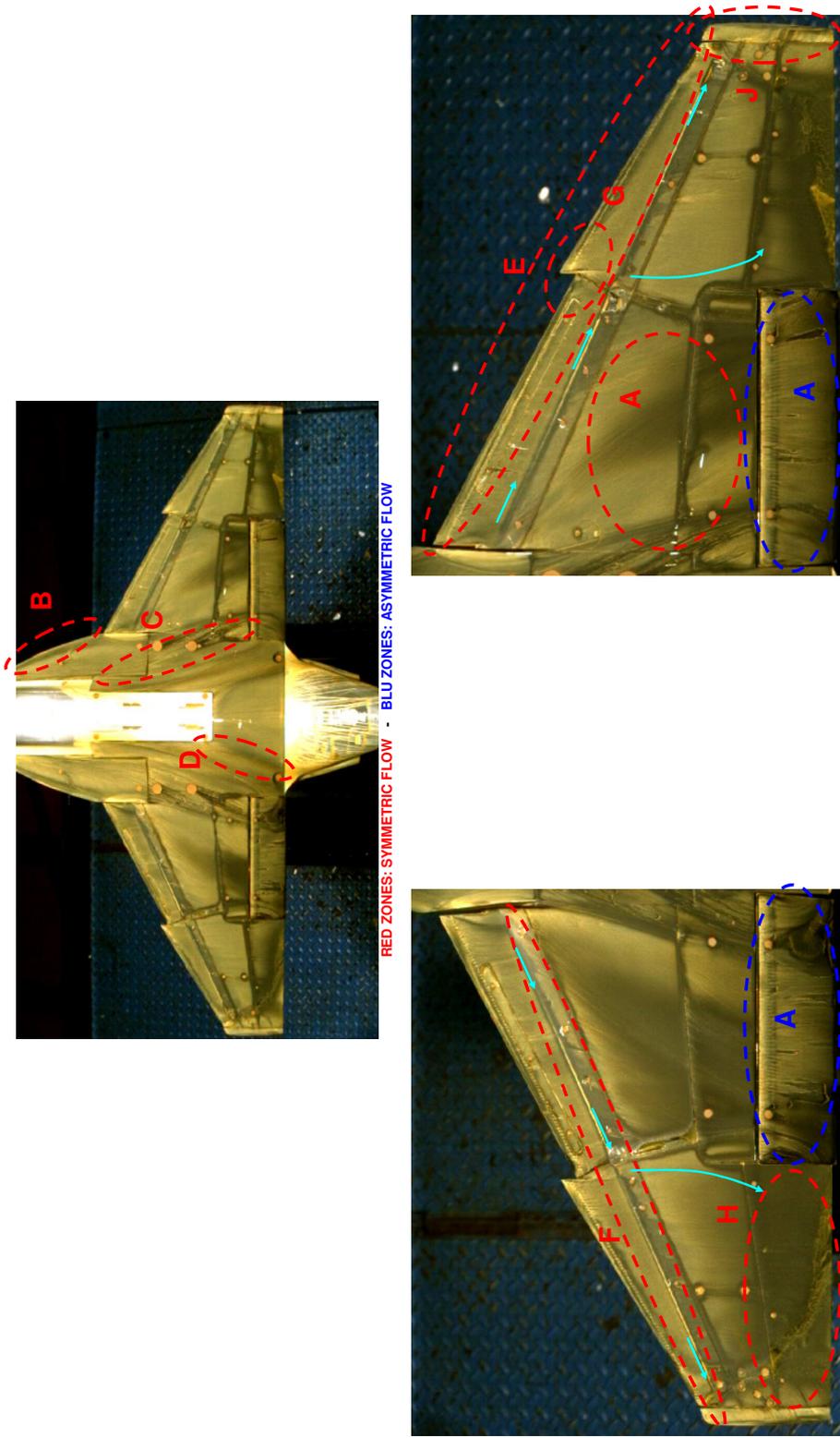


Figura 4.12: TO  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

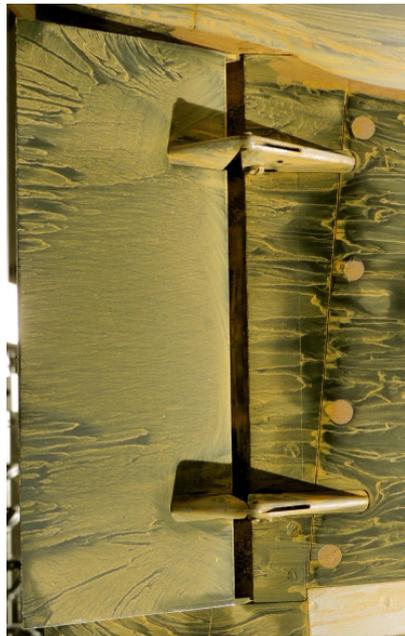
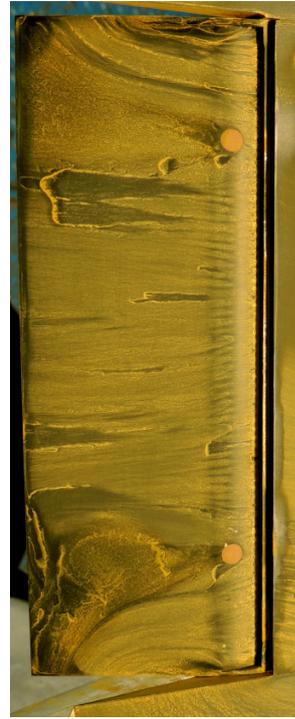
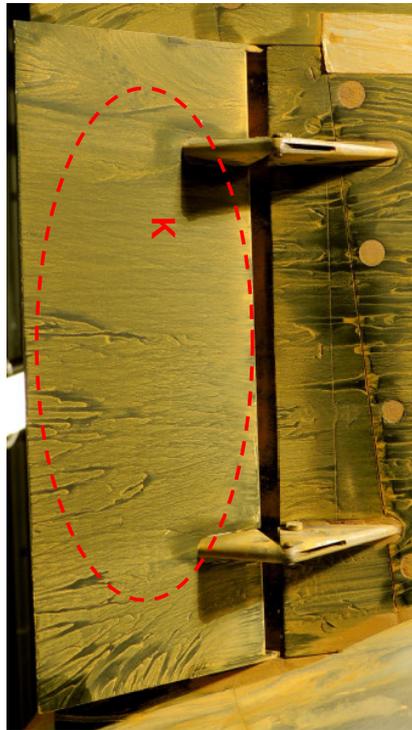


Figura 4.13: Flap TO  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

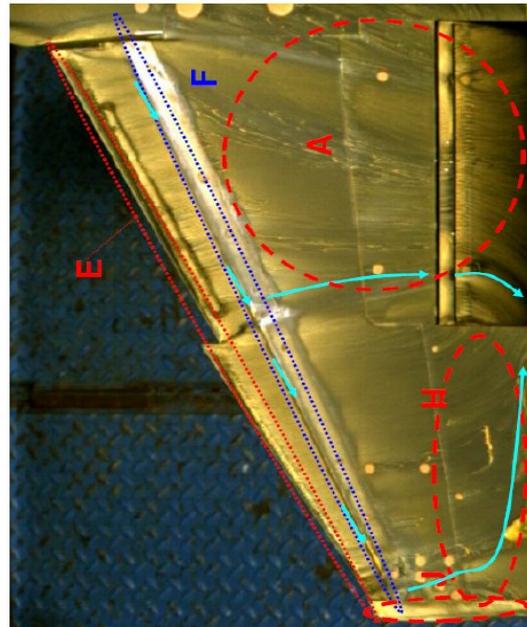
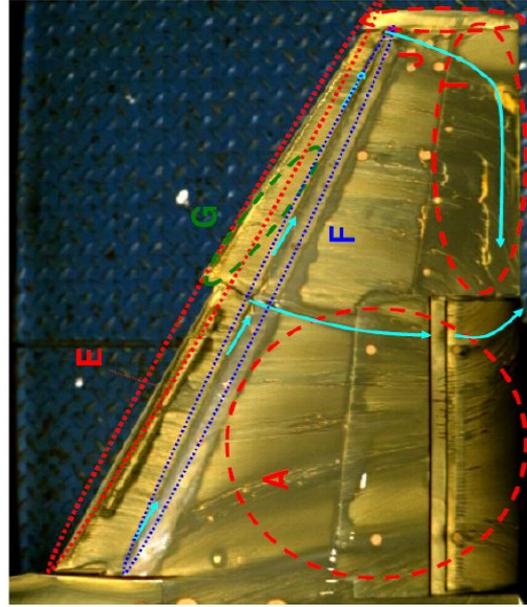
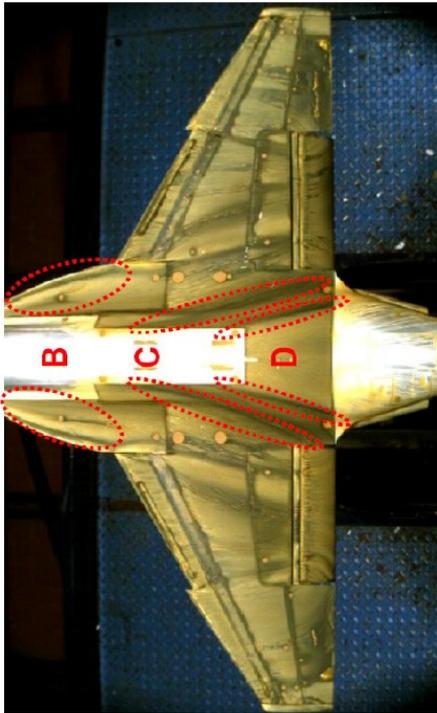


Figura 4.14: LAND  $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$

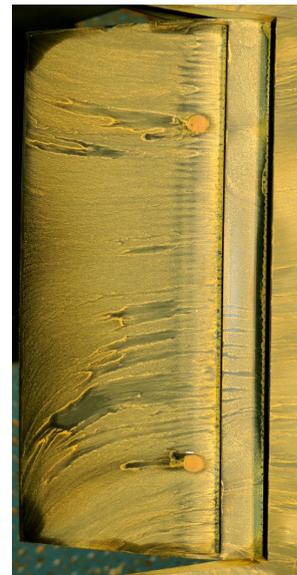
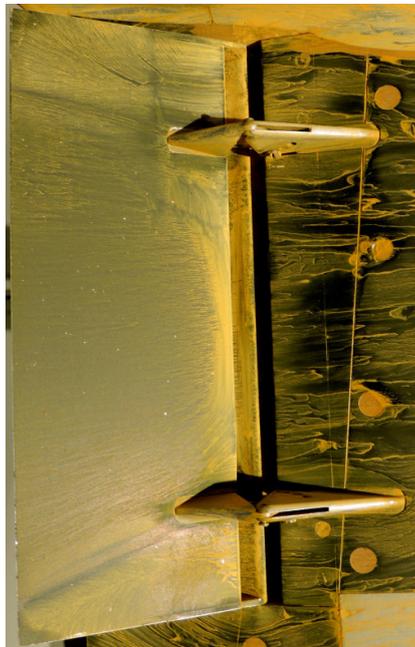
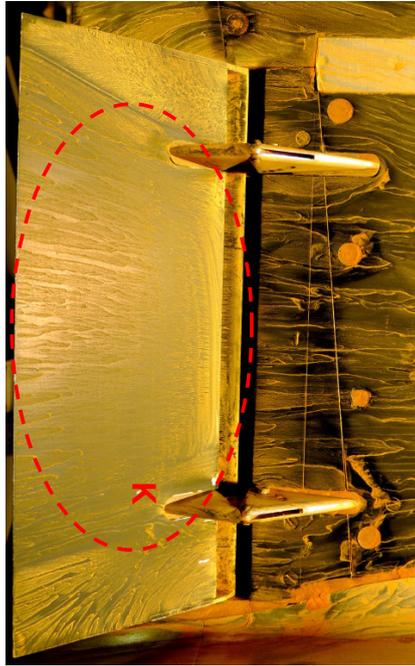


Figura 4.15: Flap LAND  $\alpha_{norm} = 0.312^\circ$

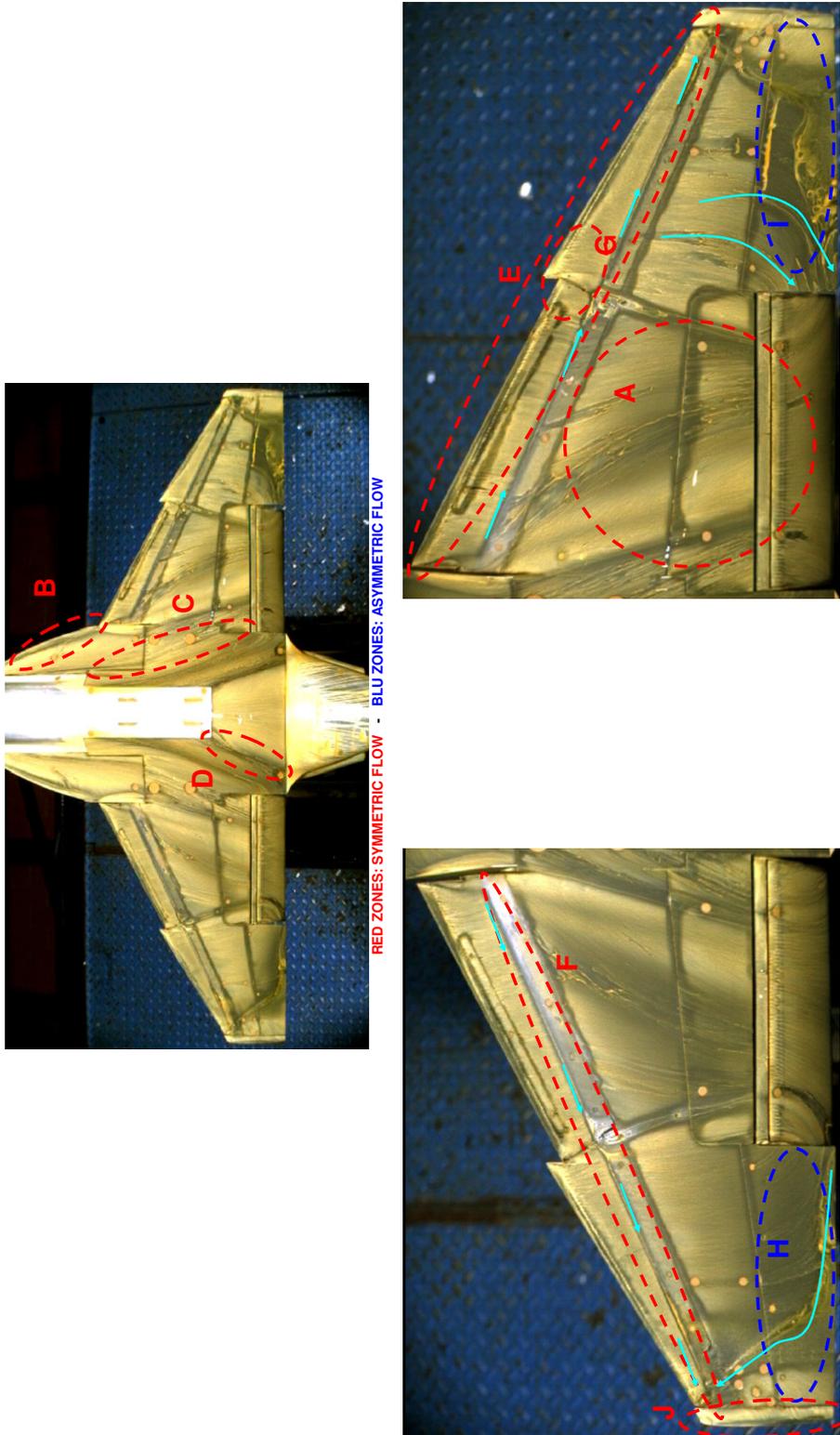


Figura 4.16: LAND  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

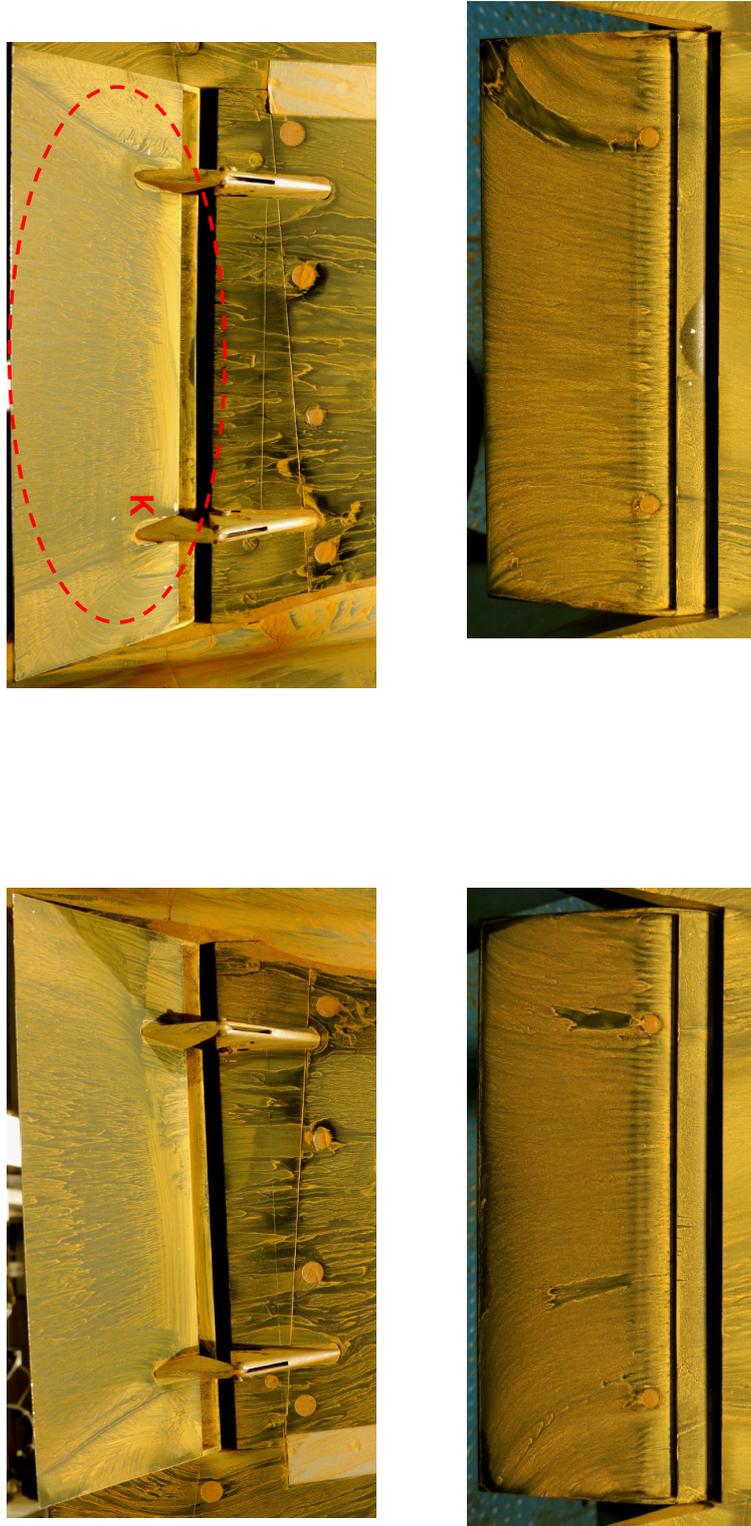


Figura 4.17: Flap LAND  $\alpha_{norm} = 0.375^\circ$

## Visualizzazioni con tufts

Le *tufts* (chiamate anche *barbole*) sono semplicemente dei fili di lana di lunghezza variabile (di solito qualche centimetro). Fissandone un'estremità al corpo immerso nel campo di moto permettono di osservare l'evoluzione del flusso in uno strato adiacente alla superficie alare, spesso qualche centimetro, quindi consentono di vedere, a grandi linee, il fenomeno in 3D. Sotto molti aspetti sono più simili ad una visualizzazione con fumo che ad una superficiale.

Le tufts sono state applicate su una semiala nella configurazione di manovra, per un range di incidenze nell'intorno dello stallone, fino ad angoli molto alti. Tutte le prove sono state effettuate alla velocità  $U = 10 \text{ m/s}$  e filmate con una videocamera.

Poiché le velocità di prova sono tipicamente molto inferiori a quelle utilizzate per le visualizzazioni, i risultati ottenuti sono del tutto qualitativi, l'intensità e le dimensioni dei fenomeni vorticosi sono abbastanza diversi, ma la locazione e il punto di innesco ragionevolmente simili. Infatti, nell'ambito dei test descritti in questa tesi, le visualizzazioni con barbole sono da ritenersi un utile compendio delle visualizzazioni di flusso; in particolare hanno messo in ottima evidenza i principali sistemi vorticosi presenti sull'ala e sul LEX alle elevate incidenze.

Il posizionamento delle barbole è stato fatto manualmente: con un bastoncino sottile alla cui estremità è stato attaccato un filo di lana si è indagato il campo di moto a varie distanze normali alla superficie, individuando così il 'core' dei vortici che man mano si allontanano dal dorso dell'ala, estendendosi *downstream*. Il fenomeno si è mostrato sempre più marcato all'aumentare dell'incidenza.

Complessivamente si sono ritrovati, al di sopra delle superfici, gli stessi fenomeni fluidodinamici individuati attraverso le tracce lasciate sulla superficie stessa durante le visualizzazioni con il colorante.

$\alpha_{norm} = 0.375$  : (fig. 4.18(a)) Il flusso sul dorso dell'ala è attaccato, è presente solo il vortice d'estremità.

$\alpha_{norm} = 0.437$  : (fig. 4.18(b)) Oltre al vortice d'estremità si vede la presenza di due vortici controrotanti che nascono sullo *strake*. Sulla curva  $Cl - \alpha$  (fig. A.5) si è in corrispondenza del primo massimo relativo, dove stalla l'*inner wing*.

$\alpha_{norm} = 0.500$  : In figura 4.18(c) si può vedere il vortice d'estremità che è di intensità maggiore rispetto alle incidenze più basse, sono ben visibili inoltre due vortici controrotanti che nascono sullo *strake*. Ci si trova in un tratto

lineare della curva  $Cl - \alpha$  (fig. A.5): tra un massimo relativo ed il massimo assoluto.

In figura 4.18(d) è evidente il flusso separato sull'*inner wing*, mentre è ancora attaccato sulla zona più esterna grazie all'effetto del dente di sega il quale genera due vortici controrotanti che si muovono verso *aft* e verso la *tip*.

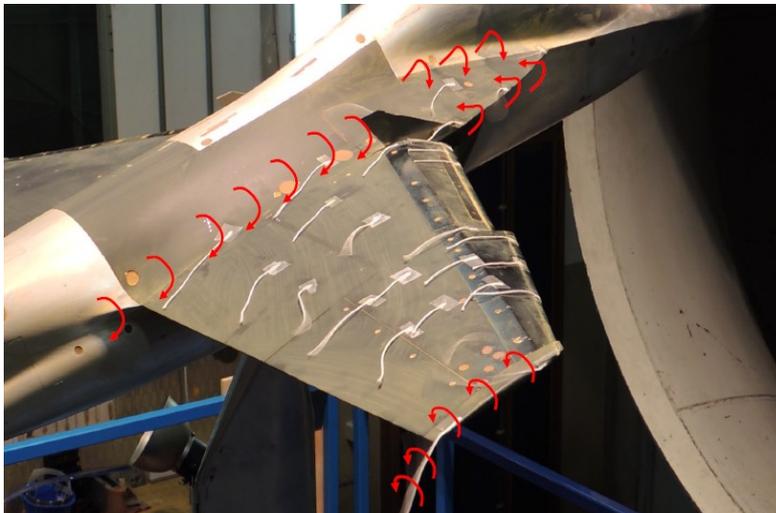
$\alpha_{norm} = 0.625$  : In figura 4.19(a) il vortice di *tip* è ben visibile e ruota con velocità elevata, sullo *strake* si nota ancora il passaggio di due vortici contro-rotanti. Ci si trova oltre il massimo assoluto della curva  $Cl - \alpha$  (fig. A.5), quindi a valle dello stallo.

In figura 4.19(b) si vede che il flusso è completamente separato sull'*inner wing*, ma il dente di sega riesce a mantenere la separazione confinata alla zona interna della semiala grazie alla presenza di due vortici controrotanti che tengono il flusso attaccato sulla zona esterna.

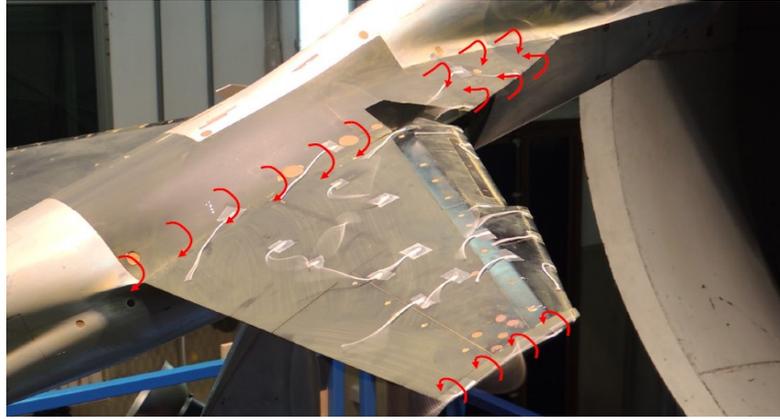
$\alpha_{norm} = 0.750$  : Dalla figura 4.20(a) si intuisce facilmente che i due vortici contro-rotanti che nascono sullo *strake* si sollevano subito dalla superficie, la separazione sulla zona *inboard* della semiala è molto forte, i due vortici controrotanti generati dal dente di sega, nonostante l'intensità significativa, riescono solo in parte a tenere il flusso attaccato verso l'estremità. In figura 4.20(b) si vede chiaramente il vortice di *tip* che è molto intenso, ma a causa dell'elevata incidenza si solleva quasi istantaneamente dalla superficie, senza contribuire a mantenere attaccato il flusso.



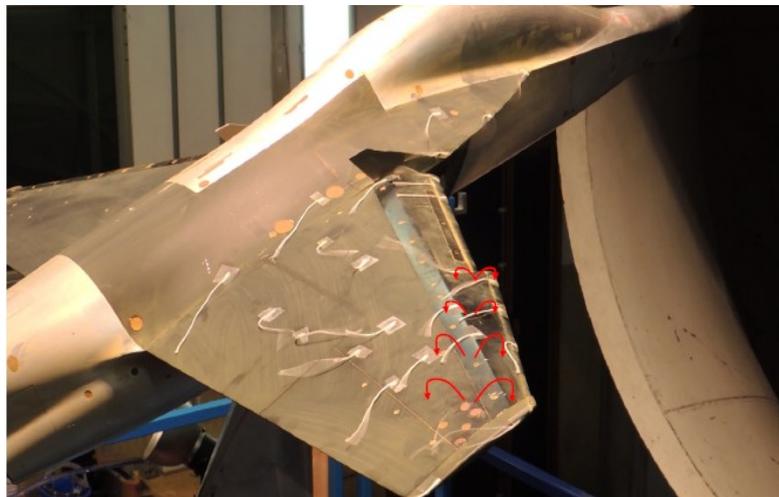
(a) Tufts: MAN  $\alpha_{norm} = 0.375$



(b) Tufts: MAN  $\alpha_{norm} = 0.437$

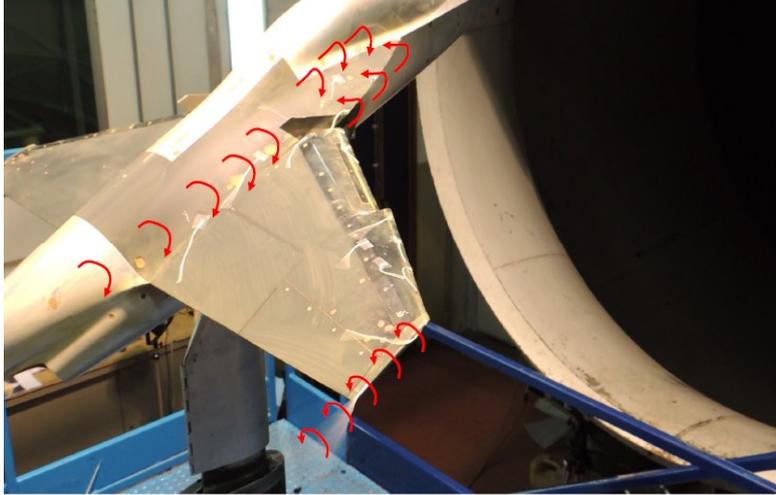


(c)

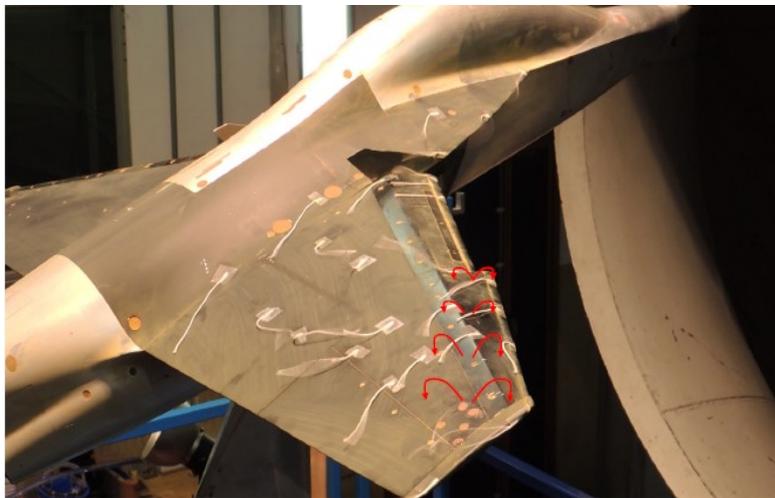


(d)

**Figura 4.18:** Tufts: MAN  $\alpha_{norm} = 0.5$

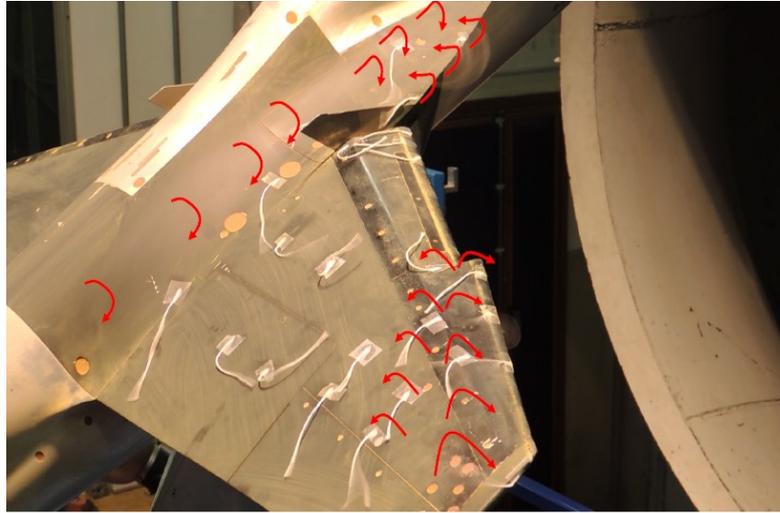


(a)

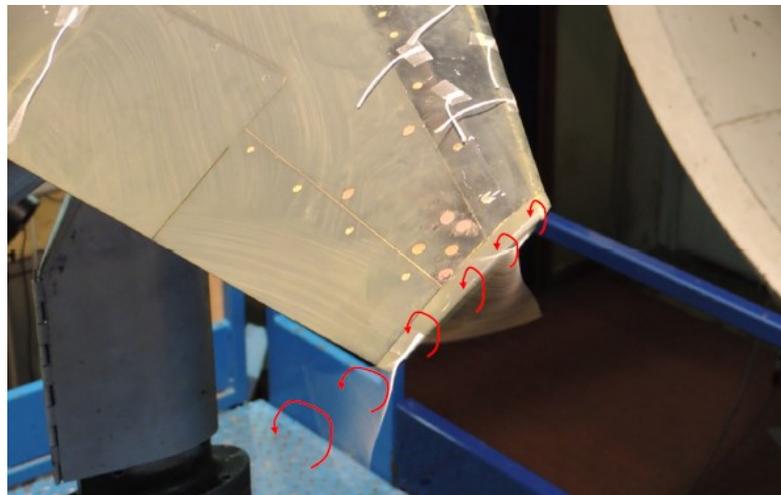


(b)

**Figura 4.19:** Tufts: MAN  $\alpha_{norm} = 0.5$



(a)



(b)

**Figura 4.20:** Tufts: MAN  $\alpha_{norm} = 0.75$

## 4.4 Dove posizionare gli attuatori

Durante i test presso DNW che saranno svolti con il controllo attivo installato, non sarà possibile modificare il posizionamento degli attuatori in base alle configurazioni di prova. Principalmente per questo motivo si è cercato di individuare zone di separazione, rallentamento e/o asimmetria comuni alle diverse configurazioni negli assetti di maggiore interesse per ciascuna. In particolare, per la crociera la condizione di interesse è la bassa incidenza, mentre per tutte le altre, gli assetti prossimi allo stallo sono quelli prevalentemente considerati. Si è adottato un approccio concettualmente semplice: con dei banali lucidi si sono sovrapposte le zone 'critiche' osservate nelle visualizzazioni, giungendo così a poche aree comuni a tutte le configurazioni di prova.

In tutte le configurazioni analizzate (eccetto la crociera) si ha separazione (più o meno marcata) sulla cerniera dei *droops*. Si è osservato il progressivo stallo della parte interna della semiala, il flusso separato, all'aumentare dell'incidenza, ruota con velocità trasversale sempre maggiore, fino ad andare controcorrente. In questa zona si è pensato di poter agire per ridurre la componente trasversale della velocità all'interno della separazione.

Nella manovra con gli alettoni deflessi può essere utile aiutare il rollio aumentando la velocità sul ventre dell'alettone deflesso verso l'alto e sul dorso dell'alettone con deflessione contraria, in modo da ridurre la pressione e quindi modificare la portanza complessiva nella direzione favorevole al momento di rollio desiderato.

Nelle configurazioni di decollo e atterraggio, che vedono deflessi i *flaps*, il flusso è sempre attaccato su buona parte del dorso, ma molto rallentato sul ventre. In quest'ultimo caso però accelerarlo sarebbe controproducente perché comporterebbe una diminuzione della portanza complessiva, esattamente il contrario di ciò che si vuole ottenere flettendo i *flaps*. Per aumentare l'effetto ipersostentante si potrebbe agire sul ventre in modo tale da rallentare ulteriormente il flusso.

In decollo potrebbe essere interessante riuscire a ridurre la resistenza; per fare ciò bisognerebbe ridurre gli effetti di estremità in corrispondenza del bordo d'uscita, a tale scopo verranno installati opportuni attuatori anche in queste zone.

### 4.5 Misure di strato limite

Una volta individuate le zone di applicazione di dispositivi per il controllo del flusso e gli angoli d'attacco a cui farli lavorare sono state fatte misure di strato limite che hanno permesso di visualizzare l'andamento della pressione totale al suo interno (analogo a quello della velocità) allo scopo di capire quale profilo di velocità devono generare gli attuatori affinché il loro effetto sia apprezzabile. Uno scopo secondario è quello di integrare le informazioni già raccolte con le visualizzazioni alla parete e con le barbole.

Le sezioni scelte sono visibili in fig.4.21. Il sistema di riferimento è solidale con il modello e ha origine nel naso.

- Due stazioni a metà apertura della semiala esterna al dente di sega, entrambe a valle del *droop*, a percentuali della corda diverse;
- Due stazioni circa a metà dell'apertura della semiala interna al dente di sega, a valle del *droop* e prima del *flap*.
- Un punto di misura al centro del *flap* (solo per le configurazioni di decollo e atterraggio).

Le prove sono state effettuate alla velocità di  $50\text{ m/s}$ , in modo da ottenere misure quantitative ed analoghe a quelle alle quali si eseguiranno i test in grande scala presso DNW. Solo le misure acquisite con la sonda posizionata sul *flap* sono fatte con un vento di  $40\text{ m/s}$  perché a velocità maggiori le vibrazioni della sonda risultano troppo elevate, le misure disturbate e poco attendibili.

Il posizionamento della sonda sulla superficie dell'ala è stata fatta a mano. Individuata la traiettoria normale ad essa, viene seguita con passo di mezzo millimetro, utilizzando un sistema di movimentazione motorizzato, dato dal *traversing*. In totale sono stati misurati 51 punti nello spessore il che equivale ad uno spostamento perpendicolare alla superficie considerata di  $5\text{ cm}$ . Il sistema di riferimento è locale sull'ala con asse  $z$  perpendicolare alla superficie su cui è stata effettuata la misura. Si ha  $z = 0$  sulla parete, nella posizione di partenza.

La pressione statica di galleria è molto bassa e costante all'interno dello strato limite (dove non si ha flusso separato), il valore misurato dalla sonda è prossimo alla pressione dinamica che è proporzionale al quadrato della velocità. Per questo motivo, in corrispondenza di letture della  $P_{tot}$  negativa è ragionevole pensare che ciò sia dato dal verso contrario della velocità. Bisogna comunque tenere presente che nella regione separata interna allo strato limite la  $P_{stat}$  non è né costante, né facile da determinare. Di conseguenza

i valori numerici letti non forniscono alcuna informazione, mentre il segno negativo esprime separazione.

### CRUISE

(fig.4.22) L'incidenza ( $\alpha_{norm} = 0.062$ ) è talmente bassa da non generare vortici d'estremità abbastanza intensi ed importanti da far sentire il loro effetto in corrispondenza del posizionamento della sonda, in quanto molto piccoli e poco energizzati. La forma dello strato limite è quella classica: la velocità prossima a zero vicino alla superficie, aumenta man mano che ci si allontana, con andamento parabolico, sino a raggiungere il valore asintotico ad una certa distanza dalla parete, fuori dallo strato limite. Lo spessore è molto sottile su tutto il dorso dell'ala.

### MAN

(fig.4.23 e fig.4.24) In questa configurazione sono deflessi solo i nose droops. Sono stati indagati due assetti nell'intorno dello stallo. Per entrambi, in corrispondenza dei punti di misura, il flusso è separato, in modo più o meno marcato. La zona separata è più intensa e più spessa di quella presente negli stessi punti nelle configurazioni di decollo e atterraggio.

Ad  $\alpha_{norm} = 0.375$  la curva  $Cl - \alpha$  (fig. A.5) è ancora nel tratto lineare, ma si sta avvicinando al primo massimo relativo. Lo strato limite inizia a diventare più spesso.

Ad  $\alpha_{norm} = 0.437$  si è in corrispondenza del primo massimo relativo della curva  $CL - \alpha$  (fig. A.5) il che simboleggia lo stallo di una parte dell'ala. Lo strato limite è molto spesso e la parte separata è importante.

### TO

(fig.4.25) Oltre ai *nose droops*, sono deflessi anche i *flaps*. Sui punti P1, P2, P3, P4 lo strato limite presenta un sottile spessore in cui è separato, sopra il quale si comporta come flusso energizzato ed attaccato. Le misure di pressione totale sul punto P1FLAP (quello al centro del *flap*) mostrano flusso attaccato in uno strato sottile, in cui si è registrato un aumento progressivo della velocità. Al di sopra di questo strato si ha un buco (calo) di velocità spesso meno di 2 mm, oltre il quale la velocità torna ad aumentare. Osservando i *flaps* in questa configurazione, si è potuto facilmente intuire a cosa è dovuto questo andamento: la particolarità dei *flaps* installati è quella di avere un *vein* ed un *main* che, a seconda della deflessione del flap stesso, aprono delle fessure più o meno grandi. In questa configurazione le fessure sono sottili. Tenendo conto del fatto che l'incidenza considerata non è critica

(in quanto ci si trova ancora nella zona lineare della curva  $CL - \alpha$  fig.A.13, prima dello stallo) e il flusso non eccessivamente caotico, si deduce che la riduzione di velocità è dovuta alla scia, poco intensa, causata da queste fessure e del flusso, separato, che proviene dall'ala.

Complessivamente la regione separata dello strato limite è poco spessa e poco intensa.

### LAND

(fig.4.26) Anche in questo caso oltre ai *nose droops* deflessi, lo sono anche i *flaps*, con angolo molto maggiore rispetto al *take off*. Intuitivamente è stato possibile prevedere che lo strato limite sul *flap* sarebbe risultato influenzato dalle modifiche fisiche che la deflessione comporta: le fessure aperte con la deflessione sono ampie, tanto da generare due scie distinte che impiegano uno spazio maggiore (*downstream*) a ricongiungersi. In aggiunta, l'assetto considerato è vicino allo stallo. Osservando fisicamente il fenomeno si è notato che a causa dell'incidenza e dell'elevata deflessione del *flap*, il flusso separato proveniente dall'ala difficilmente si sarebbe ricongiunto con la scia dovuta al 'gap' creatosi con la deflessione del *flap* stesso. Queste considerazioni hanno trovato riscontro nell'andamento della  $P_{tot}$  all'interno dello strato limite: si ha un sottilissimo strato di flusso attaccato in cui la velocità aumenta, a partire dal valore quasi nullo in prossimità della superficie del *flap*. Al di sopra si osserva una prima caduta di velocità, probabilmente in corrispondenza della scia di *main* e *vein*. Siccome la differenza di angoli tra incidenza e deflessione del *flap* (molto pronunciata) è consistente, muovendosi perpendicolarmente alla superficie di quest'ultimo, dopo il 'buco' di velocità dovuto al passaggio della scia appena descritta, il flusso ha tempo e spazio per tornare ad aumentare gradualmente la sua velocità prima di incorrere nella seconda scia proveniente dal flusso separato sull'ala, subendo un altro calo di velocità. Salendo ancora con la quota  $z$  della sonda, la velocità interna allo strato limite riprende a salire fino al raggiungimento del valore asintotico. Si è in corrispondenza del primo massimo relativo della curva  $CL - \alpha$  (fig.A.17). Lo strato limite è abbastanza spesso, ma la zona separata no.

## POSIZIONI SONDA DI PRESSIONE TOTALE SUL MODELLO

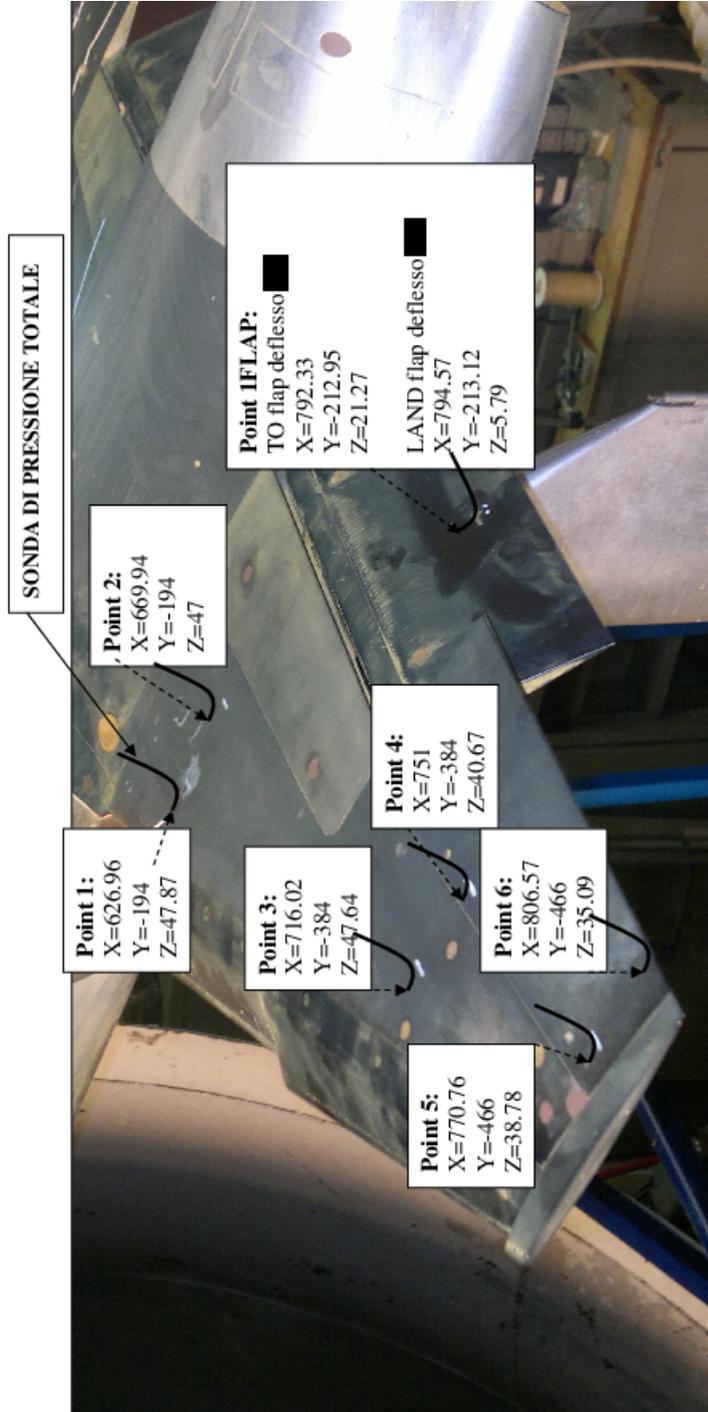


Figura 4.21: Stazioni di acquisizione misure con sonda  $P_{tot}$

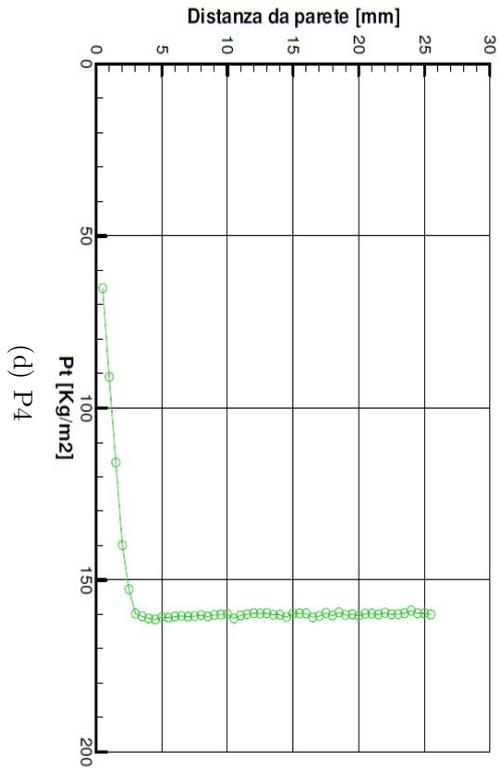
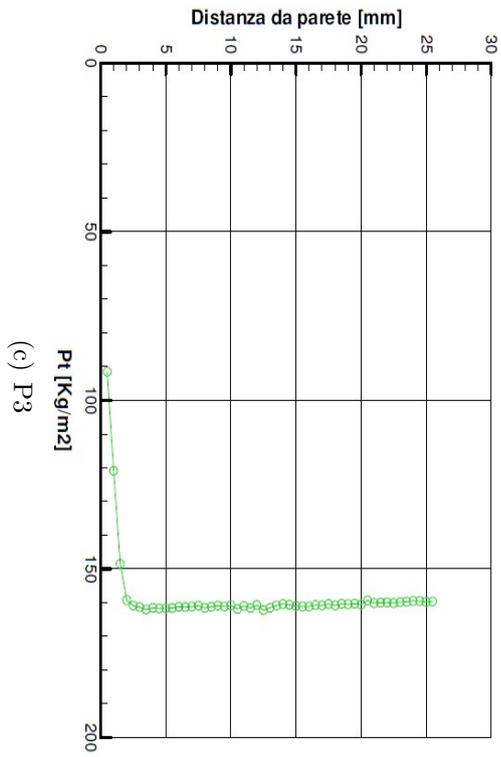
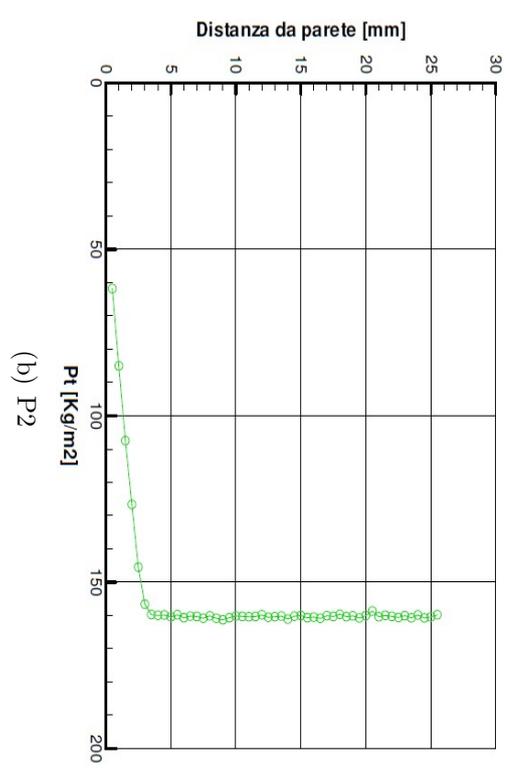
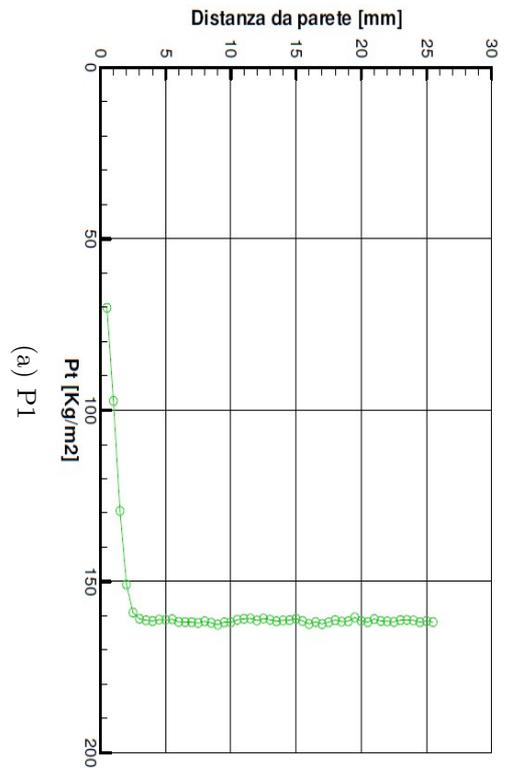


Figura 4.22:  $P_{tot}$ : CR  $\alpha_{norm} = 0.062$

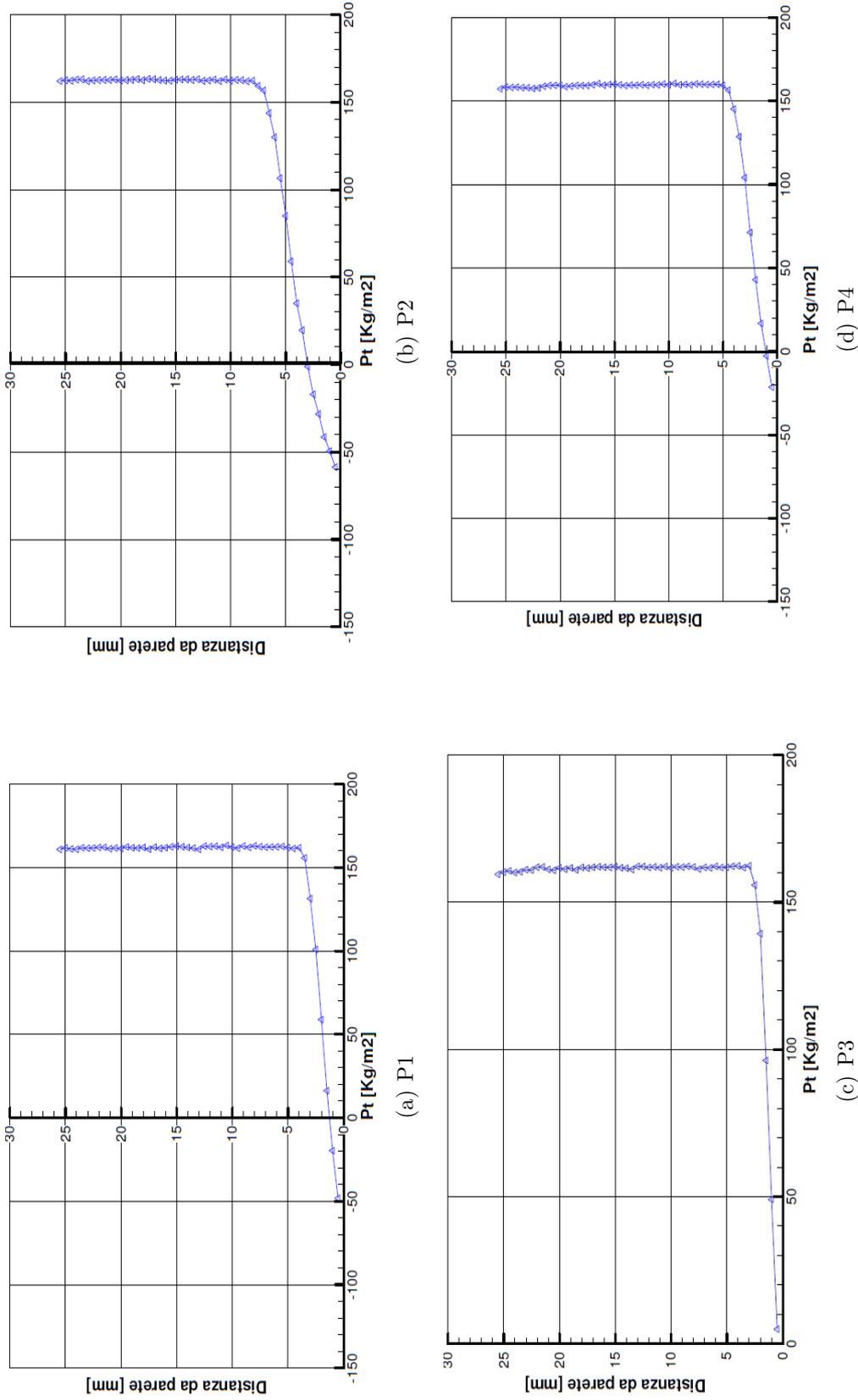


Figura 4.23:  $P_{tot}$ : MAN  $\alpha_{norm} = 0.375$

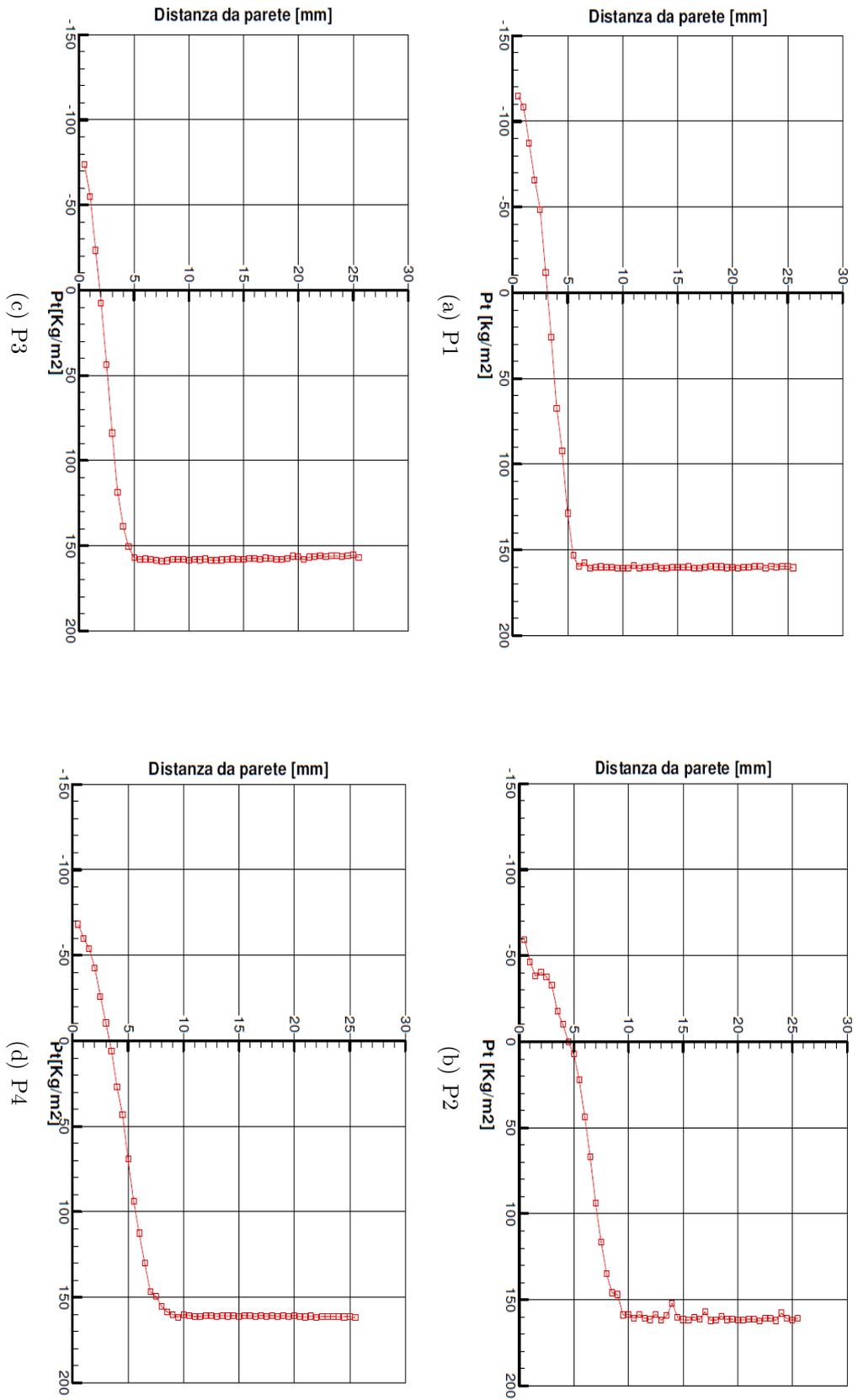
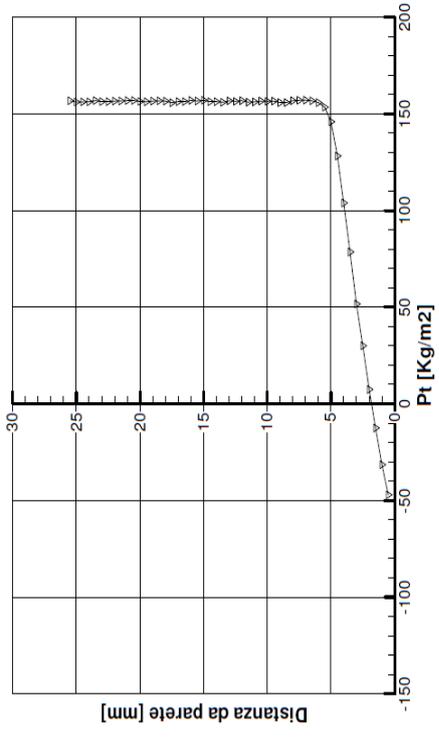
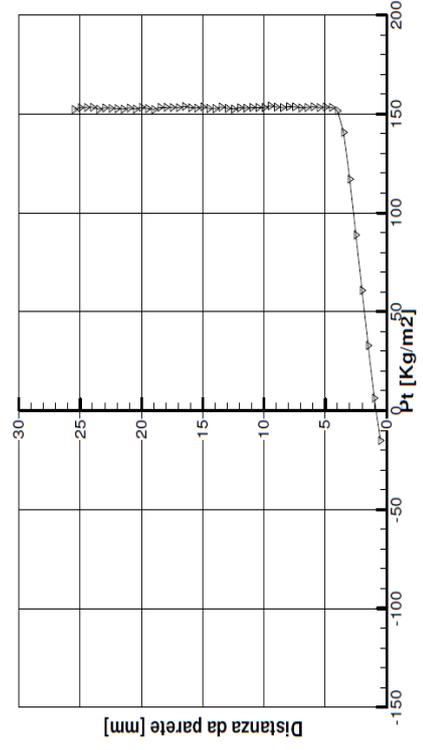


Figura 4.24:  $P_{tot}$ : MAN  $\alpha_{norm} = 0.437$



(b) P2



(c) P3

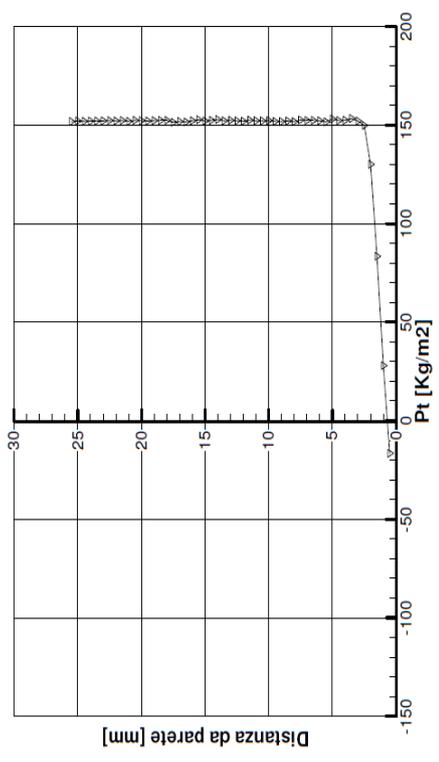


Figura 4.25:  $P_{tot}$ : TO  $\alpha_{norm} = 0.312$

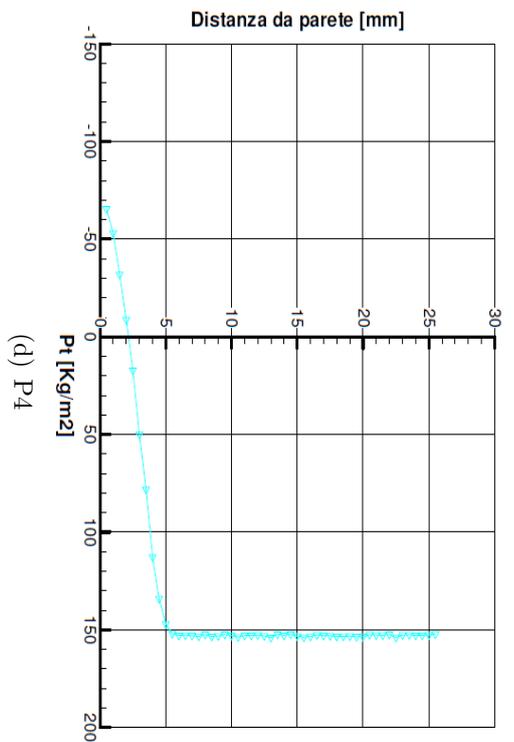
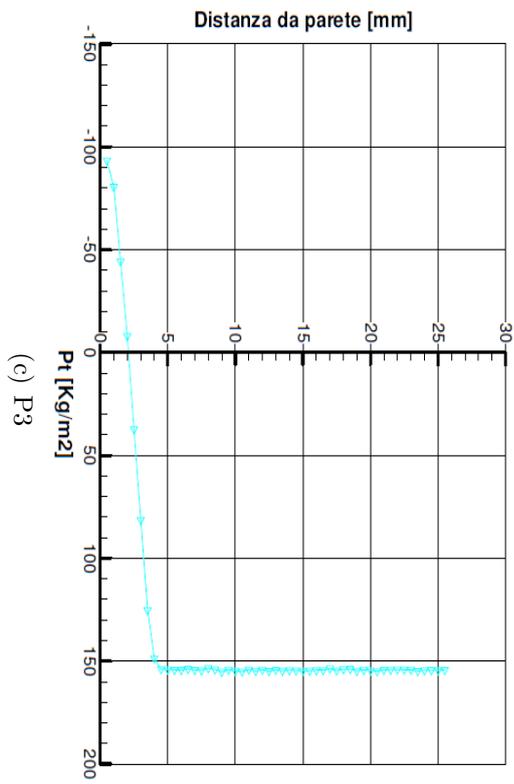
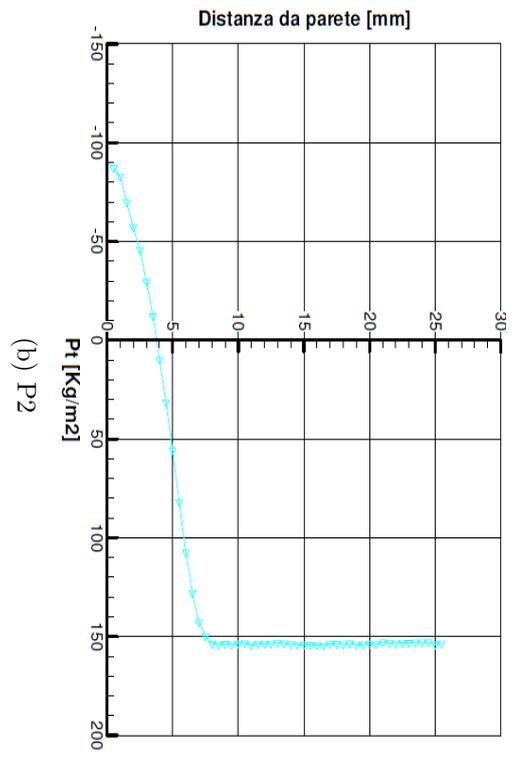
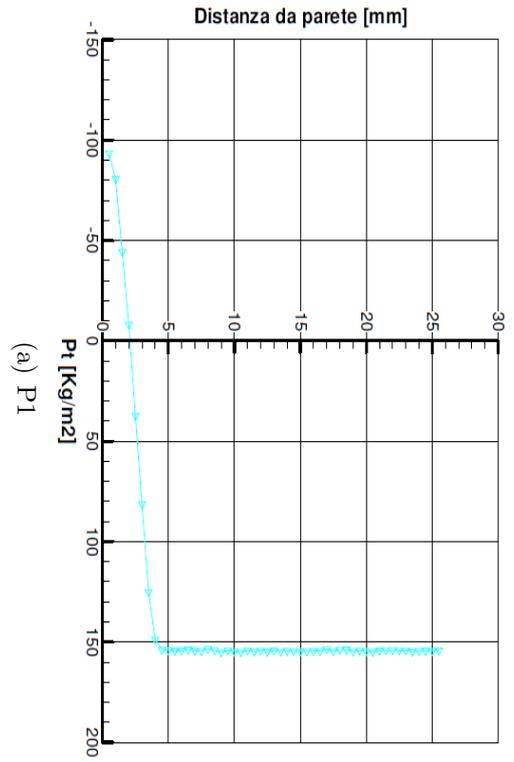
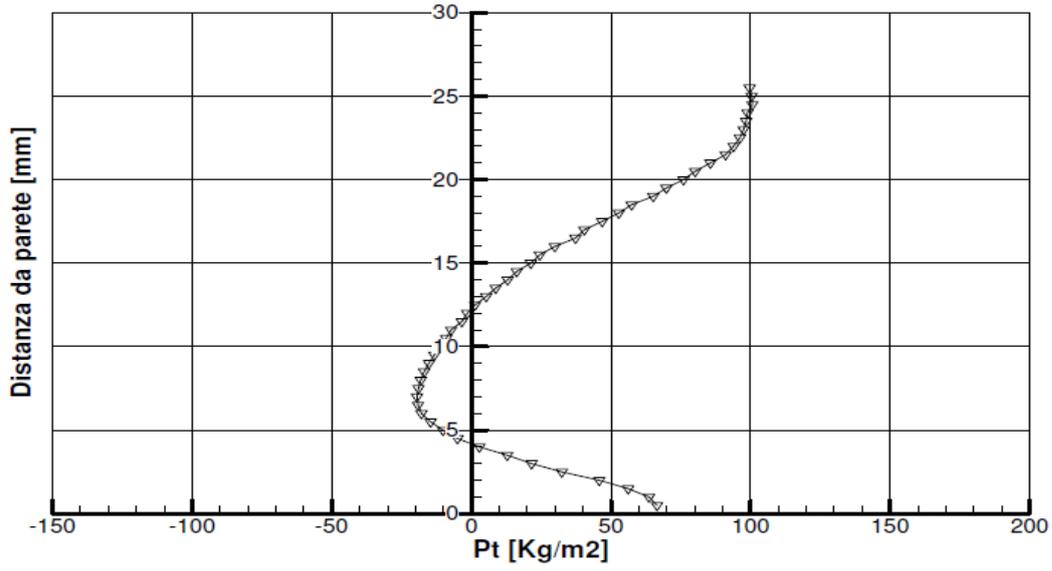
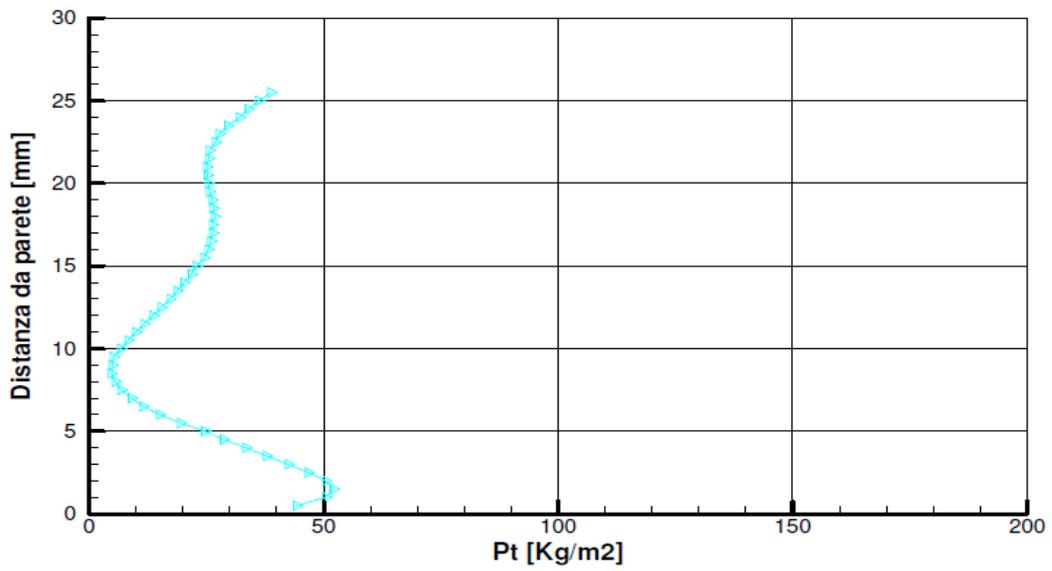


Figura 4.26:  $P_{tot}$ : LAND  $\alpha_{norm} = 0.375$



(a) TO: Flap P1



(b) LAND: Flap P1

Figura 4.27:  $P_{tot}$  flap TO (4.27(a)) e  $P_{tot}$  flap LAND (4.27(b))



# Capitolo 5

## Fluidodinamica computazionale

*La fluidodinamica computazionale (CFD) è uno strumento che in anni recenti ha affiancato ed in alcuni ambiti sostituito progressivamente la classica sperimentazione in galleria del vento con cui è nata e si è sviluppata l'aerodinamica. Ciò è principalmente dovuto alla crescente potenza di calcolo disponibile a costi sempre più contenuti che consente di risolvere problemi complessi e di reale interesse industriale in modo efficace ed efficiente: offre la possibilità di analizzare gli effetti della variazione di diverse configurazioni geometriche, eventualmente trovando un ottimo; oppure la possibilità di estendere le condizioni di prova a velocità e dimensioni non consentite in galleria del vento, ma soprattutto consente di ricavare informazioni in tutto il dominio di calcolo, non ottenibili altrimenti sperimentalmente.*

*All'interno di questo programma di ricerca il ruolo della CFD è guidare l'ottimizzazione della configurazione degli attuatori al plasma prima che questi vengano installati sul velivolo in scala al vero che sarà testato in galleria del vento. Nell'ambito più ristretto di questa tesi la CFD è stata impiegata per validare una procedura di calcolo che consentisse di riprodurre sia qualitativamente che quantitativamente i fenomeni osservati nelle prove in galleria del vento in scala modello (1:10).*

---

### 5.1 CFD, cos'è?

La fluidodinamica computazionale in senso lato è una disciplina abbastanza recente che cerca di riprodurre attraverso dei modelli matematici fenomeni che riguardano corpi immersi in un fluido. La rapida evoluzione è andata di pari passo con l'introduzione di modelli matematici più completi, schemi numerici più accurati ed efficienti e calcolatori più potenti. Dalle prime equazioni risolvibili in forma chiusa, che hanno consentito la progetta-

zione di profili aerodinamici (NACA XXXX), si è passati a metodi cosiddetti a pannelli che risolvono l'equazione di Laplace, tuttora impiegati dato il ridottissimo costo computazionale, ma confinati a flussi lenti non separati e su geometrie semplici, tipici dell'aerodinamica esterna per velivoli di aviazione generale; fino ai codici moderni a volumi finiti basati sulla soluzione di un set di equazioni differenziali in tutte le celle in cui è stato discretizzato il dominio di calcolo.

### Codice CFD utilizzato

Il codice CFD commerciale utilizzato in questa tesi appartiene alla categoria dei solutori a volumi finiti delle equazioni di Navier-Stokes (5.1, 4.2, 4.3) abbinate alle equazioni del fluido interessato (5.4) e ad opportuni modelli di turbolenza.

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (5.1)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \otimes \vec{u} + P \mathbb{I}) = \nabla \cdot \sigma(\vec{u}) \quad (5.2)$$

$$\frac{\partial \rho e^t}{\partial t} + \nabla \cdot ((\rho e^t + P) \vec{u}) = \nabla \cdot (k \nabla T + \vec{u} \cdot \sigma(\vec{u})) \quad (5.3)$$

$$P = P(e, \rho), \quad T = T(e, \rho) \quad (5.4)$$

Dove:

$$e^t = e + \frac{1}{2} |\vec{u}|^2 \quad \text{energia interna} \quad (5.5)$$

$$\sigma(\vec{u}) = 2\mu \mathbb{D}(\vec{u}) + \lambda (\nabla \cdot \vec{u}) \mathbb{I} \quad \text{tensore degli sforzi viscosi} \quad (5.6)$$

Senza addentrarsi nelle specificità del codice utilizzato, è sufficiente dire che dal punto di vista numerico il principale punto di forza è costituito da uno schema di interpolazione TVD (Total Variation Diminishing) multidimensionale, di ordine elevato, in grado di limitare oscillazioni spurie nel dominio di calcolo, combinato con algoritmi dotati di pre-condizionamento, rilassamento e multi griglia che consentono di ottenere rapidamente soluzioni a convergenza molto accurate.

Le principali caratteristiche qui di interesse possono essere riassunte nella capacità di risolvere efficientemente flussi comprimibili a qualunque numero di Mach, nell'implementazione di modelli di turbolenza, indipendenti dalla topografia, in modo da risolvere adeguatamente flussi turbolenti fortemente tridimensionali, nella disponibilità di avanzati modelli ibridi LES/RANS. Il

tutto indipendentemente dal tipo di griglia e dal sistema operativo, con la possibilità di parallelizzazione del conto su cluster ad alte prestazioni.

### 5.1.1 Procedura CFD

La simulazione numerica si serve di diversi strumenti ognuno dei quali svolge una funzione ben precisa e genera l'input per la fase ad esso successiva. Per risolvere il sistema di PDEs che governa i flussi turbolenti è innanzitutto necessario creare il modello solido dell'oggetto di studio. Una volta definito il volume d'interesse, contenente il solido, il tutto deve essere adeguatamente discretizzato. Solo a questo punto è possibile assegnare le condizioni al contorno necessarie per poter risolvere le equazioni attraverso la CFD.

#### Modellazione solida

Il primo passo è la preparazione di una geometria CAD che sia adatta per generare successivamente una griglia di calcolo (in cui è discretizzato il dominio di calcolo) di qualità ed in modo efficiente.

Il requisito fondamentale, a parte l'ovvia corrispondenza con il modello provato in galleria, è che il CAD sia *watertight* (a tenuta stagna) cioè senza 'gap' (buchi) tra le superfici o, più precisamente, che vi sia una continuità di posizione (G0) e, dove possibile, auspicabilmente anche continuità di tangenza (G1) e di curvatura (G2). Ciò al fine di sfruttare le potenzialità del meshatore automatico che si basano in buona parte su una caratteristica che nell'ambiente è nota come *true-to-CAD*, cioè fedele alla geometria, per cui ogni entità presente nel CAD si traduce in un'entità nella griglia. In estrema sintesi se il CAD di partenza è di buona qualità si potrà realizzare in modo automatico, veloce e riproducibile griglie di qualità (primo fondamentale ingrediente per avere soluzioni CFD accurate) controllando i parametri a piacimento.

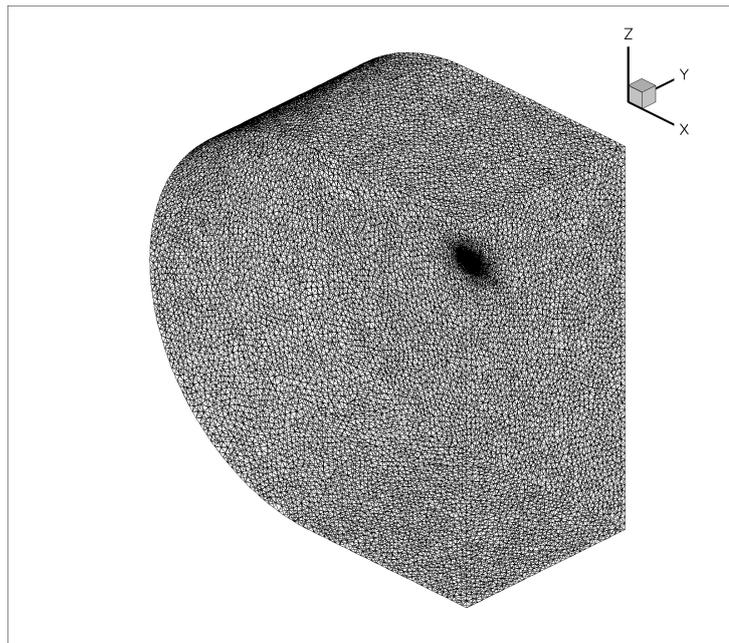
L'altro aspetto secondario di questa fase è la possibilità di dividere e raggruppare convenientemente le diverse superfici di cui è composto il CAD secondo un ordine che sia comodo in fase di generazione della griglia (potendo assegnare simultaneamente valori identici come la dimensione degli elementi superficiali), ma anche e soprattutto in fase di elaborazione delle soluzioni *post-processing*, ad esempio consentendo di isolare il contributo della sola ala al coefficiente di portanza.

La preparazione del CAD non è banale dovendo coniugare esigenze contrastanti (come ad esempio l'eliminazione di *'steps & gaps'* presenti nella realtà senza alterare le superfici aerodinamiche di interesse, ma rispettando

tolleranze inferiori al micron, tipiche della CFD, ma non dei CAD solitamente finalizzati alla realizzazione di manufatti quindi con tolleranze decisamente maggiori, nell'ordine dei centesimi di millimetro). Va inoltre considerato che il CAD per la CFD ha un'estensione enormemente più grande dell'oggetto immerso nel flusso (tipicamente dell'ordine di 100 volte la Corda Media Aerodinamica in ogni direzione, fig. 5.1) in modo da potervi imporre correttamente le condizioni di flusso indisturbato.

Per garantire la conformità tra le matematiche ed il manufatto, questa attività in Aermacchi è in carico all'ufficio di progettazione modelli interno alla galleria del vento.

E' stato così creato il modello in scala 1:10 del velivolo. Per rendere il processo meno oneroso si è sfruttata la proprietà di simmetria rispetto all'asse longitudinale. In figura 5.2 è mostrato il modello solido.



**Figura 5.1:** Estensione del dominio di calcolo pari a 100 CMA

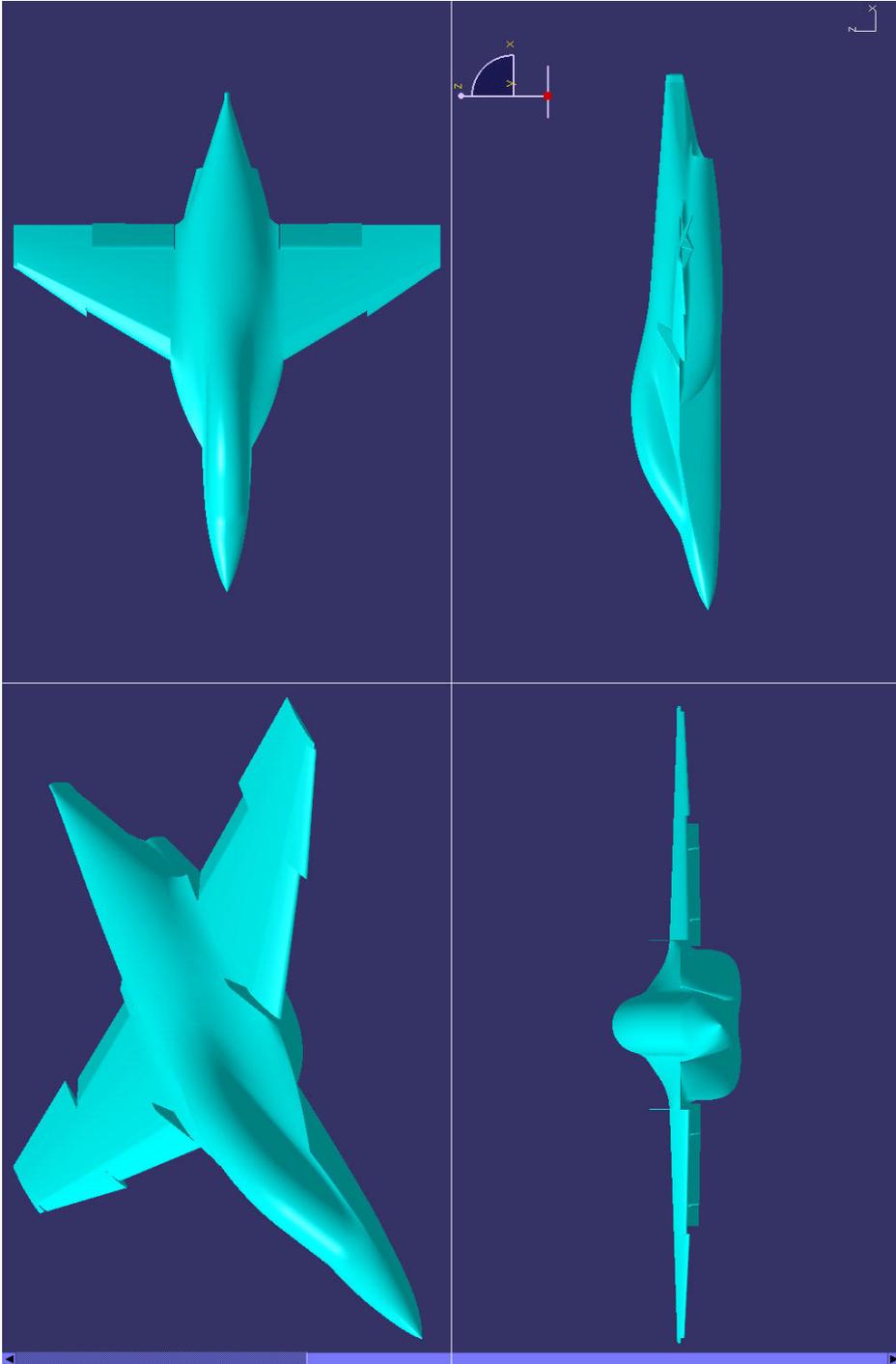
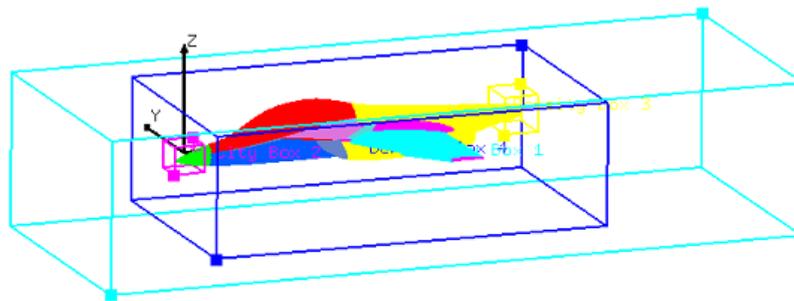


Figura 5.2: Vista multipla del modello solido

### Meshing: generazione della griglia di calcolo

Un buon modello CAD permette di generare (e rigenerare variando i parametri) velocemente ed in modo totalmente automatico griglie di volume ibride (prismi a base triangolare all'interno dello strato limite e tetraedri al di fuori) di ottima qualità, in modo consistente potendo controllare:

- La dimensione degli elementi superficie per superficie;
- L'infittimento superficiale in funzione della curvatura locale;
- L'infittimento nel volume mediante fattori di accrescimento e l'uso di 'density box' piazzate in zone strategiche come visibile in figura 5.3;
- L'altezza della prima cella, l'altezza complessiva e l'accrescimento nello strato limite (BL).

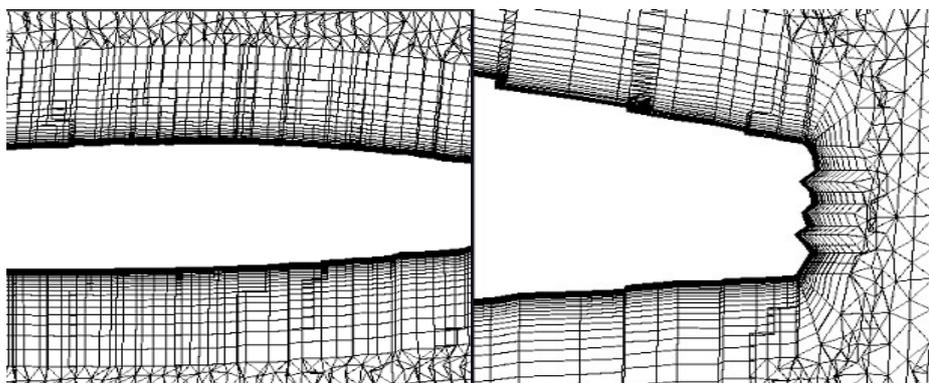


**Figura 5.3:** Esempio di 'density box' multiple

Si crea automaticamente una *mesh ibrida* in cui le celle assumono forma diversa a seconda della regione in cui si trovano. Sono per la maggior parte tetraedri, tranne in corrispondenza dello strato limite dove hanno forma prismatica (fig. 5.4). In questa regione è necessaria una mesh diversa perché la soluzione qui cercata deve mostrare chiaramente gli effetti della viscosità. Viceversa, man mano che ci si addentra nel *far field* la presenza del corpo è sempre meno sentita, di conseguenza non è necessario avere una griglia fitta in questa regione.

La creazione della *mesh* parte dalla superficie del solido. La dimensione delle celle cresce, secondo un preciso rateo di accrescimento, man mano che ci si allontana dalla superficie del solido.

Come già accennato, in corrispondenza di curvature pronunciate (come d'esempio le zone di intersezione tra semiala e fusoliera) la *mesh* deve essere infittita, proprio per poterle seguire più fedelmente. Affinché non si abbiano



**Figura 5.4:** Dettaglio dello strato limite e transizione da prismi a tetraedri su dorso, ventre e bordo di uscita dell'ala

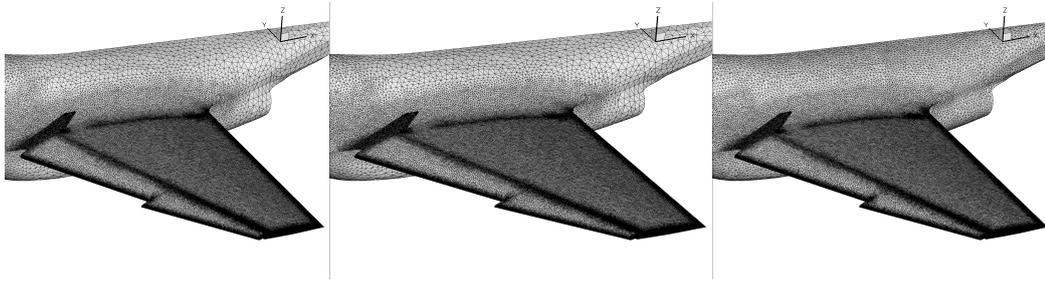
celle adiacenti con dimensioni tra loro molto diverse viene imposto un certo rateo di accrescimento.

In presenza dello strato limite, la *mesh* sul volume è fatta successivamente ad esso la cui discretizzazione si effettua in tre fasi:

1. Si definisce l'altezza della prima cella
2. Si impone il fattore di accrescimento
3. Si specifica il numero di elementi nello spessore

Durante lo svolgimento della tesi sono state generate tre griglie abbastanza diverse per numero di elementi e distribuzione (fig. 5.5: da sinistra a destra le tre griglie in ordine crescente di elementi, si cui si nota un infittimento superficiale), sulla medesima configurazione geometrica denominata di manovra con il *flap* di bordo di attacco deflesso, in quanto di maggior interesse ai fini del programma di ricerca. Ciò è utile per sviluppare una certa sensibilità della soluzione al variare della griglia, necessaria dal momento che questa è una fase propedeutica alla successiva campagna di simulazioni con gli attuatori al plasma ed è mandatorio trovare un compromesso tra l'accuratezza della soluzione ed il costo computazionale richiesto per ottenerla (fino a 6.3 h per 1500 step su 504 core).

Al fine di questa tesi verranno qui mostrati solo i risultati ottenuti con una griglia, ma a titolo informativo è possibile fornire alcuni dati come il numero totale delle celle che varia da 25 a 100 milioni, il numero degli strati nel *Boundary Layer* varia da 31 a 52, con una altezza della prima cella che varia da  $1.5 \cdot 10^{-6} m$  a  $2.5 \cdot 10^{-7} m$  in modo da avere una  $y^+ < 1$  quasi ovunque e consentire di risolvere il flusso a parete senza fare ricorso a funzioni di parete (*wall functions*).



**Figura 5.5:** Tre griglie con diverso infittimento superficiale

### 5.1.2 Applicazione delle condizioni al contorno

I gruppi di superfici CAD, che nei codici di generazione delle griglie vengono chiamati tipicamente *family* (o *collector*), diventano poi i luoghi di applicazione delle condizioni al contorno (*Boundary Conditions*) che devono necessariamente essere impostate nel codice CFD in quanto delimitano il dominio di calcolo.

Nel problema in questione si individuano tre macro-famiglie, una di loro ulteriormente suddivisa in sottofamiglie:

1. Wall
  - 1.1 Fuselage
  - 1.2 Main
  - 1.3 Droop
  - 1.4 Aileron
  - 1.5 Flap
2. Symmetry
3. Far field

Poiché si ha a che fare con un sistema di PDEs, ad ogni famiglia si devono assegnare le condizioni al contorno. Bisogna cercare di introdurre nelle condizioni iniziali e al contorno tutti i dati sperimentali disponibili.

Per un problema di aerodinamica esterna semplice come questo ci sono solo tre tipi di condizioni al contorno:

1. *Wall*: utilizzata per modellare ogni superficie solida impermeabile, lambita da un flusso adiabatico e viscoso (impone velocità relativa nulla tra solido e fluido proprio ad opera dell'attrito viscoso). E' applicata a tutte le facce che delimitano il modello;

2. *Far field*: dove si hanno le condizioni di flusso imperturbato, applicata a tutte le facce che delimitano all'esterno il dominio di calcolo;
3. *Simmetry*: applicata a tutte le facce del piano con cui è stato diviso a metà il velivolo (in quanto le prove in galleria del vento sono state eseguite solo per configurazioni e condizioni simmetriche). Consiste nell'imporre la '*slip condition*' alle velocità sulla superficie in questione (il fluido può scorrere sul piano di simmetria, ma non ci può essere trasferimento di massa attraverso di esso). Tutte le grandezze scalari e vettoriali vengono specchiate attraverso questo piano.

### 5.1.3 Modellazione della turbolenza

Una volta creato il solido ed il volume che lo circonda, entrambi sono discretizzati attraverso il processo di *meshing*. La soluzione del set di PDEs che governa i flussi turbolenti può essere ricercata attraverso la simulazione diretta (DNS), che però è molto costosa in termini di risorse computazionali, o affidandosi ai modelli di turbolenza. La fluidodinamica computazionale, risolvendo le equazioni di Navier Stokes, abbinate alle equazioni del fluido interessato e ad opportuni modelli di turbolenza, permette di descrivere la dinamica di flussi viscosi e turbolenti.

Scartata la DNS, è necessario modellare opportunamente la turbolenza. Una prima grande distinzione tra i modelli di turbolenza può essere fatta tra RANS e LES le cui caratteristiche principali e i concetti su cui si basano sono descritti di seguito.

#### RANS (Reynolds-averaged Navier Stokes)

Fanno parte di questa categoria tutti i tipi di modellazione basati sulle equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds (decomposizione alla Reynolds seguita dalla media temporale) a cui si aggiungono le equazioni del flusso in questione e l'equazione di chiusura della turbolenza. Forniscono soluzioni di tipo stazionario.

#### Sub-Grid Models for LES (Large Eddy Simulation)

Con questo metodo si risolve direttamente la (grande) porzione del flusso instazionario contenente vortici (*eddies*) di grandi dimensioni e molto energetici. Le strutture di piccola scala che sono al di sotto delle risoluzioni spaziale e temporale vengono trattate con un modello apposta (*SGS = sub-grid scale model* o *unresolved scale*). La LES è idealmente adatta a flussi instazionari, ma il costo computazionale cresce molto all'aumentare del Reynolds (dove

lo strato limite diventa molto sottile). Per usare al meglio questo modello conviene abbinarlo alle *wall functions* in modo da evitare l'elevata risoluzione della *mesh* richiesta ad alti Reynolds. Ogni modello LES, oltre ad essere molto costoso, per rappresentare correttamente la fisica turbolenta, deve essere necessariamente tridimensionale anche per flussi che sono, in natura, statisticamente bidimensionali.

### Hybrid models

Per ridurre il difetto della LES, cioè l'elevato costo agli alti Reynolds, esistono modelli ibridi RANS/LES (chiamati LNS). I modelli LNS passano continuamente tra RANS e LES basandosi solamente sui dati trovati dalle soluzioni correnti e sulla risoluzione spaziale locale (agiscono come una RANS dove la griglia è troppo lasca o poco uniforme per supportare i calcoli LES), evitando così le restrizioni ad alti Reynolds dovute alla LES. Di conseguenza, le soluzioni vicino a parete ottenute con i calcoli LNS possono essere le stesse che si trovano con la RANS. Ogni caso di infittimento o di raffinamento della *mesh* implica uno *'switch'* da RANS a LES. Questi modelli vantano la capacità di riuscire (più o meno bene a seconda dei casi) a sfruttare la possibilità di usare risoluzioni spaziali molto variabili.

Per risolvere correttamente la LES sono necessarie adeguate risoluzioni spaziale e temporale, oltre alle condizioni al contorno in ingresso non stazionarie.

### Come conviene modellare la turbolenza

RANS : conviene utilizzarla, in quanto è meno costosa, per flussi stazionari in cui i risultati statisticamente stazionari sono attendibili.

LES : è necessario usarla, a patto che si sia in grado di supportare l'elevato costo, per flussi con ampie e intense zone di separazione o flussi instazionari (lo stesso vale per la LNS).

Siccome i dati acquisiti sperimentalmente sono di tipo stazionario e la soluzione che si vuole ottenere è nota, la modellistica RANS può ritenersi adeguata per il problema in questione.

In realtà una LES (o una LNS) sarebbe più adatta per simulare la dinamica del flusso negli assetti nell'intorno dello stallo, caratterizzato da forti instazionarietà e ampie separazioni. Con l'intento di ricercare l'accordo con i dati sperimentali anche ad angoli di incidenza più elevati, vicini allo stallo ed oltre, è stato ritenuto opportuno eseguire un paio di simulazioni LNS che

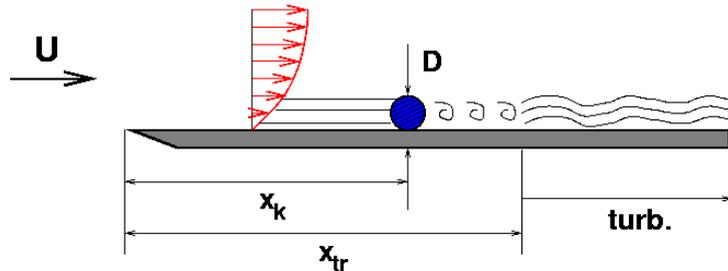
hanno dato effettivamente esito molto positivo ma ad un costo computazionale nettamente più elevato, quantificabile in circa 10 volte una RANS. Per questo si è scartata la possibilità di effettuarne delle altre.

### Transizione

Da abbinare alle RANS esistono modelli per prevedere la transizione che però sono molto sensibili ai livelli di turbolenza della corrente libera e di *in-flow*. Ciò significa che è necessario più o meno conoscere i valori di intensità di turbolenza e della sua scala di lunghezza (o una grandezza equivalente). Purtroppo molto raramente questi dati sono noti (soprattutto la lunghezza), quindi la previsione della transizione con questi modelli può essere al massimo accurata come si conoscono questi parametri della corrente libera. In particolare, se questi parametri sono troppo bassi il flusso potrebbe rimanere laminare, se invece sono troppo alti la soluzione potrebbe presentare transizione prima (up stream) di dove effettivamente è.

Alternativamente si può imporre la transizione in un certo punto (o lunga una linea) attraverso il *Transition Tripping*, che è un metodo applicabile a tutti i modelli RANS, tranne quelli algebrici.

Il metodo semplicemente genera un cilindro su cui far inciampare il flusso incidente laminare, in modo da farlo diventare turbolento (fig.5.6). Il raggio può essere approssimato con la metà della distanza tra i nodi di parete.



**Figura 5.6:** Transition tripping

Per implementare una *transition trip* sono necessari due requisiti:

1. Flusso laminare sopracorrente
2. Inizio della transizione in corrispondenza del *trip wire*

In generale i requisiti sono soddisfatti se il livello di turbolenza in ingresso è molto basso, la mesh fitta ed il più possibile allineata col *trip wire*.

Constatato l'effetto positivo, anche se non abbastanza efficace agli assetti più elevati, ottenuto includendo il *transition tripping*, questo è entrato in modo fisso nelle simulazioni successive.

Il fatto che i risultati ottenuti con la transizione imposta siano più vicini a quelli sperimentali, rispetto a quelli ottenuti senza non deve stupire. Bisogna ricordare infatti che sul modello utilizzato in galleria del vento, la transizione è stata imposta attraverso file di ballottini di vetro disposte lungo l'apertura alare e su tutte le superfici portanti, al 5% della corda, oltre che ad essere posizionati anche sul *forebody* e sul *canopy*.

## 5.2 Modellistica RANS

Come precedentemente anticipato, il vantaggio, dato dalle RANS, di un costo computazionale ridotto è controbilanciato dalla necessità di leggi empiriche di chiusura e dalla scarsa affidabilità dei risultati che devono essere interpretati con spirito critico, con la consapevolezza dei loro limiti e delle approssimazioni adottate. Il peso delle scelte modellistiche nelle RANS è notevole e non va trascurato: ogni modello ha dei limiti dettati dalle assunzioni empiriche che lo sorreggono, quindi a seconda delle condizioni di flusso è più conveniente usare un modello piuttosto che un altro. In generale, tutti i risultati che si ottengono sono realistici, ma ognuno fa riferimento a condizioni iniziali e al contorno diverse. Inoltre va sempre tenuto presente che la soluzione così trovata è di tipo stazionario.

Vengono di seguito introdotte le grandezze principali necessarie per descrivere la fenomenologia di un moto turbolento, fondamentali nella modellistica RANS.

L'*energia cinetica turbolenta*, relativa al solo campo fluttuante all'interno del quale viene prodotta, trasportata, diffusa e, ovviamente, evolve.

$$K \equiv \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_j} \quad [m^2 s^{-2}] \quad (5.7)$$

Gli *sforzi di Reynolds* sono sforzi aggiuntivi, apparenti che provocano diffusione della quantità di moto, analogamente agli sforzi viscosi anche se in modo e quantità molto diversi. La singola componente del tensore degli sforzi di Reynolds è espressa come:

$$r_{ij} \equiv -\rho \overline{u'_i u'_j} \quad [kg m^{-1} s^{-2}] \quad (5.8)$$

Il tensore degli sforzi di Reynolds è formato da una parte isotropa e da una anisotropa:

$$r_{ij} = -\frac{2}{3} \rho K \delta_{ij} - a_{ij} \quad (5.9)$$

La parte isotropa influisce solo sulla pressione, gli effetti sul flusso sono poco rilevanti e per questo spesso è inglobata nel termine dovuto alla pressione. La parte anisotropa ( $a_{ij}$ ) invece è quella che determina il trasporto del momento della quantità di moto.

L'*eddy viscosity* ( $\nu_t$ ) ha la funzione di modellare lo scambio di quantità di moto, esprimendo il concetto di viscosità turbolenta e, in quanto tale, ha le dimensioni di una viscosità cinematica ( $m^2s^{-1}$ ).

I modelli RANS si dividono principalmente in due grandi categorie:

1. Modelli basati sull'*eddy viscosity* ( $\nu_t$ ) che, sfruttandone il concetto, creano un modello del tensore degli sforzi di Reynolds ( $r_{ij}$ ).
2. Modelli basati sull'introduzione diretta di modelli del tensore degli sforzi di Reynolds ( $r_{ij}$ ).

Nel primo caso la quantità da modellare è uno scalare ( $\nu_t$ ), mentre nel secondo caso è un tensore, costituito da sei componenti scalari distinte ( $r_{ij}$ ).

Nell'ambito di questo lavoro di tesi la scelta dei modelli di turbolenza utilizzati è stata ristretta tra i soli modelli basati sull'*eddy viscosity*. Tenendo presente che sono inadeguati se:

- il flusso presenta forti gradienti (cambiamenti improvvisi) del campo medio,
- il flusso scorre su pareti con curvature significative,
- in alcune zone del dominio si instaurano flussi secondari intensi,
- il flusso è fortemente variabile nel volume (3D),
- il flusso è fortemente separato o stratificato.

### **Ipotesi di Boussinesque**

Questi modelli sono tutti basati sulle ipotesi di Boussinesque che modellano la parte anisotropa del tensore degli sforzi di Reynolds:

1. Ipotesi intrinseca: le componenti del tensore di sforzo medio  $a_{ij}$  dipendono solo dal gradiente del campo medio.
2. Ipotesi specifica: la dipendenza è lineare, attraverso un coefficiente scalare.

$$a_{ij} = -2\nu_t \bar{S}_{ij} \tag{5.10}$$

$$\text{con } \bar{S}_{ij} = \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial u_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial u_i} - \frac{2}{3} K \delta_{ij}$$

L'ipotesi intrinseca è di per sé sbagliata in quanto la turbolenza, in un certo punto e ad un certo istante, dipende solo dal campo medio che c'è in quel punto ed in quell'istante. Anche l'ipotesi specifica non sta in piedi, per il semplice fatto che il flusso turbolento è non Newtoniano. Nonostante ciò in molti casi possono essere utilizzate e funzionano bene.

I modelli basati sull'*eddy viscosity* si dividono in tre famiglie principali:

1. Modelli algebrici
2. Modelli ad un'equazione differenziale
3. Modelli a due equazioni differenziali

Esistono altri modelli a più equazioni.

### 5.2.1 Modelli algebrici

Modellano l'*eddy viscosity* semplicemente come prodotto tra una lunghezza ed una velocità.

#### Viscosità turbolenta uniforme

Modella la viscosità come il prodotto di una velocità per una lunghezza ed una costante che però è difficile da calcolare.

$$\nu_t = Cu^*l^* \quad (5.11)$$

#### Prandtl mixing length ( $l_m$ ) model

Utilizza la *Prandtl mixing length* ( $l_m$ ) come lunghezza, definita facendo riferimento a flussi semplici e noti, per questo la sua espressione varia a seconda dello strato vicino a parete in cui ci si trova. Di conseguenza il modello risulta incompleto e fortemente dipendente dalla geometria, anche se facile da testare. In generale funziona bene solo per flussi che seguono la legge di parete e flussi attaccati di interesse tipicamente aeronautico.

$$\nu_t = Cu^*l_m \quad (5.12)$$

### 5.2.2 Modelli a un'equazione differenziale

Tra questi si trovano il *Mixing length drawback* e lo *Spalart Allmaras*, il primo è raramente usato, mentre il secondo è ampiamente impiegato in ambito aeronautico.

### Mixing length drawback

Come i modelli algebrici, modella l'*eddy viscosity* attraverso il prodotto di una velocità per una lunghezza, però, in questo caso, la velocità utilizzata è proporzionale alla radice quadrata dell'energia cinetica turbolenta.

$$\nu_t = Cu^*l^* = C\sqrt{K}l_m \quad (5.13)$$

Di conseguenza deve essere risolta un'equazione differenziale per  $K$  modellandone opportunamente i vari termini (convezione = redistribuzione + produzione + dissipazione).

$$\bar{u}_i \frac{\partial K}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial K}{\partial x_i} \right] - \bar{u}_i' \bar{u}_j' \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_d \frac{K^{3/2}}{l_m} \quad (5.14)$$

Purtroppo  $l_m$  è incognita, il modello presenta costanti empiriche (che se possibile è sempre meglio evitare), ha un costo molto più elevato rispetto ai modelli basati sulla *mixing length*, ma i miglioramenti sono piccoli.

### Spalart Allmaras model

Un modello completo, ad un'equazione differenziale che risolve direttamente l'equazione per la sola incognita  $\nu_t$ . Per tarare il modello sono necessari otto coefficienti empirici e tre funzioni empiriche.

$$\nu_t = f_\nu \tilde{\nu} \quad (5.15)$$

$$\bar{u}_i \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} = C_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} - C_w f_w \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \nu + \tilde{\nu} \right) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] + \frac{C_{b2}}{\sigma} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \quad (5.16)$$

Se usato nel contesto per cui è stato ideato, cioè per applicazioni aeronautiche (come flussi subsonici e transonici su ali) le prestazioni sono in generale molto buone, infatti il costo è basso e l'affidabilità elevata. Non funziona però per flussi di diversa natura come getti, o flussi con forti gradienti di pressione avversi (probabilmente proprio a causa dei numerosi parametri empirici che presenta). Siccome non tiene conto della dissipazione della turbolenza 'free-stream', quando si assegnano le condizioni in ingresso della turbolenza conviene scegliere la lunghezza di scala turbolenta in modo tale che la viscosità turbolenta sia dell'ordine della viscosità molecolare  $\mu_t/\mu \sim 1$  (e non compreso tra 10 e 50 come suggeriscono le regole generali).

### 5.2.3 Modelli a due equazioni differenziali

I modelli a due equazioni sono quelli più utilizzati in quanto sono completi per definizione. Infatti, dovendo modellare due quantità (una scala di lunghezza ed una velocità) sono sufficienti due equazioni per rendere completo il modello. Sono molto usati e consolidati, per questo le costanti empiriche sono note e praticamente certe.

In generale la prima PDE è per l'energia cinetica turbolenta ( $K$ ), mentre la seconda varia a seconda del modello utilizzato.

#### **K – epsilon model**

Si tratta del modello più famoso e più utilizzato. Prevede la risoluzione di una PDE per  $K$  e una, completamente empirica, per  $\epsilon$  ( $[m^2s^{-3}]$ ) che è il termine dissipativo presente proprio nell'equazione per  $K$ . Una volta note le due incognite è possibile definire una scala per ogni grandezza coinvolta (lunghezza, tempo, velocità, eddy viscosity).

L'equazione per  $K$  è, come già detto, costituita da diversi termini, ognuno dei quali svolge un preciso ruolo:

$$\frac{\bar{D}K}{\bar{D}t} + \nabla \cdot T' = P - \epsilon \quad (5.17)$$

|  |   |   |
|--|---|---|
| $\frac{\bar{D}K}{\bar{D}t}$                                    | → | <i>Termine convettivo</i>                     |
| $\nabla \cdot T'$  | → | <i>Termine di trasporto (redistribuzione)</i> |
| $P = -u'_i \bar{u}'_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}$ | → | <i>Termine di produzione</i>                  |
| $\epsilon = 2\nu s'_{ij} \bar{s}'_{ij}$                        | → | <i>Termine di dissipazione</i>                |

Il termine di trasporto comprende le fluttuazioni turbolente, le fluttuazioni di pressione e la diffusione viscosa.

Al posto del termine di dissipazione può essere utilizzata la pseudo-dissipazione  $\tilde{\epsilon}$  che ha il vantaggio di essere composta da meno termini, permettendo così di semplificare la modellazione con perdite di informazioni irrilevanti.

$$\epsilon = 2\nu s'_{ij} \bar{s}'_{ij} \quad \rightarrow \quad \tilde{\epsilon} = \nu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \quad (5.18)$$

L'equazione per  $\epsilon$  contiene termini di produzione, trasporto, diffusione e dissipazione, ma è molto difficile e non ha senso modellarne ogni termine.

Per questo il modello adotta per  $\epsilon$  un'equazione completamente empirica, analoga a quella per  $K$ .

$$\bar{u}_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{K} \bar{u}_i' \bar{u}_j' \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{K} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \quad (5.19)$$

Le costanti sono calcolate osservando il comportamento del modello all'interno di flussi semplici e, soprattutto, noti. Quest'equazione ha il difetto di divergere a parete, dove  $K = 0$ .

La formulazione standard è quella che garantisce soluzione con minore errore quadratico medio. Ne esistono diverse varianti ognuna delle quali presenta comportamento migliore, di solito solo per precisi casi specifici:

- **Realizable K – epsilon model:** tiene conto di certe proprietà fisiche note del tensore di sforzo ( $S_{ij}$ ) introducendo valori limite sulle componenti del tensore previste. Permette di ottenere risultati con migliore accuratezza ed un aumento della stabilità. Nell'equazione del rateo di dissipazione ( $\epsilon$ ) c'è un termine aggiuntivo, rispetto all'equazione presente nel modello  $K - \epsilon$  standard, che fa sì che il modello funzioni meglio in presenza di flussi con forti gradienti di pressione avversi.
- **Non-linear (cubic) K – epsilon model:** nelle equazioni per  $K$  e per  $\epsilon$  si trovano termini non lineari aggiuntivi che tengono conto degli effetti dovuti allo *swirl*, alla curvatura delle linee di corrente ed ai fenomeni tridimensionali in generale. Per utilizzare questo modello, però, è necessario che la griglia abbia risoluzione sufficiente.

### K – l model

Basato su un'equazione per l'energia cinetica turbolenta ( $K$  [ $m^2 s^{-2}$ ]) e una per la lunghezza di scala della turbolenza ( $l$  [ $m$ ]). Nei flussi *'wall-bounded'* si comporta in modo molto simile al *realizable K – epsilon model*, ma fornisce previsioni migliori nei flussi *'free-shear'*. Con questo modello inoltre si evita di dover porre condizioni al contorno a parete non omogenee per l'incognita epsilon (in quanto non è più necessario porre condizioni al contorno per epsilon). A parete entrambe le grandezze ( $K$  ed  $l$ ) sono poste a zero.

### K – omega model

Introduce la variabile  $\omega = \epsilon/K$  [ $Hz$ ] che rappresenta la frequenza della turbolenza (infatti  $\omega^{-1}$  è la scala di tempo della turbolenza) ed il suo quadrato può essere interpretato come l'estrofia (energia cinetica della vorticità).

Anche in questo caso l'equazione di  $\omega$  è completamente empirica e composta da diversi termini, ognuno rappresentativo di un certo fenomeno (convezione = produzione + trasporto + diffusione sia molecolare che turbolenta).

$$\bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = -C_{\omega 1} \frac{\omega}{K} u'_i \bar{u}'_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\omega 2} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (5.20)$$

*Pro* : L'equazione per  $\omega$  deriva da quella del trasporto della quantità di moto presente nelle equazioni di Navier Stokes e per questo il modello risulta meno affetto dai problemi numerici di convergenza che possono interessare invece il modello  $K - \epsilon$  le cui equazioni sono tra loro accoppiate, ma non hanno niente a che fare con quelle di Navier Stokes. Inoltre, vicino a parete funziona meglio perché nessun termine diverge e bisogna intervenire poco sulle costanti.

*Contro* : Il modello è poco adeguato per la modellazione della turbolenza 'free-stream' (lontano da parete). Un punto critico non trascurabile sono le condizioni al contorno che si scoprono solo con la soluzione. Infatti bisogna dare  $K$  ed  $\omega = \epsilon/K$ , il primo può essere espresso come una percentuale del flusso medio, mentre il secondo richiede una definizione di  $\epsilon$  che però non si può stimare in quanto fa parte della soluzione (problema presente anche nei modelli  $K - \epsilon$ ). Proprio per questi motivi è poco usato.

### 5.2.4 Modelli a più equazioni

Esistono numerosi modelli di turbolenza, quelli appena descritti sono i più famosi. Tra i modelli a più equazioni le formulazioni sono molte, vengono di seguito descritti quelli presenti nel solutore utilizzato.

#### Goldberg's Three-equation $K - \epsilon - R_t$ model

Si risolvono tre equazioni di trasporto: una per l'energia cinetica turbolenta ( $K$ ), una per il rateo di dissipazione ( $\epsilon$ ) ed una per l'*eddy viscosity* ( $R_t$ ). Riesce ad evitare il decadimento della turbolenza nella corrente libera, nelle condizioni di flusso 'free-shear'. Proprio perché non tiene conto della dissipazione della turbolenza 'free-stream', come per il modello *Spalart Allmaras*, quando si assegnano le condizioni in ingresso della turbolenza conviene scegliere la lunghezza di scala turbolenta in modo tale che la viscosità turbolenta sia dell'ordine della viscosità molecolare  $\mu_t/\mu \sim 1$  (e non compreso tra 10 e 50 come suggeriscono le regole generali).

### Goldberg's Three-equation $K - \epsilon - f_\mu$ model

Risolve un'equazione di trasporto per l'energia cinetica turbolenta ( $K$ ), una per il suo rateo di dissipazione ( $\epsilon$ ) ed una per la funzione di smorzamento a bassi Reynolds ( $f_\mu$ ). Fornisce previsioni più attendibili nei flussi immersi in altri flussi (ad esempio il flusso di calore su una piastra isoterma investita dal getto turbolento proveniente dallo scarico di un jet), in flussi che presentano flussi secondari avversi oppure nei flussi transonici (ad esempio l'andamento del coefficiente di pressione sulla superficie in un flusso transonico, individuando la posizione dell'urto con buona precisione).

### Seven equation second moment closure model

Vengono risolte due equazioni di trasporto: una per il tensore degli sforzi di Reynolds, in cui si possono riconoscere il termine evolutivo e di trasporto che eguagliano la somma del termine di produzione, di diffusione turbolenta, dello sforzo di pressione e del rateo di dissipazione. Per giungere a quest'equazione le fluttuazioni di densità vengono ignorate, l'energia cinetica turbolenta è quindi mediata sulla massa così come l'equazione di trasporto degli sforzi di Reynolds. L'altra equazione di trasporto è quella per il rateo di dissipazione omogenea (dell'energia cinetica turbolenta mediata sulla massa).

Questo modello è consigliato quando si ha a che fare con flussi tridimensionali, flussi con *swirl*, o flussi con forti e ampie separazioni. Bisogna stare però attenti e ricordarsi che questo è un *low Reynolds number model*, cioè un solutore a parete e può essere usato solo se è verificata ovunque la condizione  $y^+ \leq 0.5$ .

## 5.3 Esecuzione delle simulazioni CFD

Ad ora sono state effettuate più di 50 simulazioni alla velocità di 50  $m/s$ , ad angoli di incidenza variabili da zero ad oltre lo stallo in modo da poter confrontare i risultati con le curve dei coefficienti aerodinamici ricavate sperimentalmente allo stesso numero di Reynolds.

La configurazione di maggiore interesse è la manovra, ad incidenze prossime allo stallo, in quanto è una delle condizioni di volo su cui si intende andare ad agire con dispositivi per il controllo attivo del flusso.

Sono stati utilizzati svariati modelli di turbolenza. Di seguito ne vengono elencati alcuni; viene focalizzata l'attenzione sugli aspetti qualificanti in modo da far emergere quale è stato il processo logico seguito a fronte dei risultati che si andavano progressivamente ottenendo.

### Non-linear (cubic) $K - \epsilon$

In base alla sue note qualità, per le quali si comporta bene su una vasta gamma di flussi tra loro diversi, è stato il primo modello ad essere provato. D'altronde è una variante migliorata del modello  $K - \epsilon$ : il più famoso ed il più utilizzato tra tutti i modelli di turbolenza in ambito RANS. Questo modello viene normalmente impiegato per problemi di aerodinamica esterna ed interna con flussi tridimensionali. Purtroppo si è rivelato non adeguato se non per bassi angoli di incidenza.

### Altri tentativi

Il passaggio a simulazioni che impiegano altre varianti del modello  $K - \epsilon$  è stato più che naturale. Ma tutti hanno si sono comportati più o meno allo stesso modo.

Rimanendo tra i modelli a due equazioni sono state effettuate alcune simulazioni con il modello *Realizable  $K - \epsilon$* . Purtroppo, anche in questo caso il confronto con i dati sperimentali è buono alle basse incidenze, nel tratto lineare della curva del coefficiente di portanza, ma nell'intorno dello stallo i risultati non sono migliori di quelli ottenuti con il modello impiegato precedentemente (*Cubic  $K - \epsilon$* ).

Per le condizioni di flusso di interesse, le altre varianti del modello  $K - \epsilon$  si comportano più o meno allo stesso modo.

Queste constatazioni, insieme ai risultati scoraggianti fin qui ottenuti, hanno portato a credere che un modello a due equazioni differenziali non fosse sufficiente per risolvere il flusso in questione. Per confermarlo sono stati provati altri modelli di turbolenza più sofisticati sia a due che a tre equazioni, in grado di predire automaticamente la transizione del flusso da laminare a turbolento. I risultati sono apprezzabili, ma omessi in quanto non conclusivi ed esulano dallo scopo della presente tesi.

### Spalart Allmaras

Traendo spunto dai confortanti risultati pubblicati in un lavoro (*AIAA CFD High Lift Prediction Workshop*, [1]) su una configurazione non troppo dissimile, è stato deciso di eseguire delle altre simulazioni RANS utilizzando il famoso modello di turbolenza ad un'equazione di *Spalart-Allmaras*, corretto in modo tale da tenere conto della curvatura, ottenendo un accordo sorprendentemente buono anche ad angoli di incidenza elevati e ad un costo computazionale molto contenuto. Infatti, questo modello è noto per la sua capacità di offrire prestazioni molto buone (basso costo ed elevata affidabilità) se usato nel contesto per cui è stato ideato, cioè flussi subsonici e

transonici su ali, meglio se attaccati. Contesto in cui ricade una buona parte dello studio a cui è dedicata questa tesi.

### 5.4 Analisi dei risultati

Per quanto i risultati siano parziali, è possibile affermare che la CFD ha consentito di riprodurre, ad un costo computazionale contenuto, i principali fenomeni aerodinamici caratteristici di un velivolo addestratore ad alte prestazioni, in manovra ad alti angoli di incidenza, osservati sperimentalmente in galleria del vento. Questo fa sperare nella possibilità di estendere lo studio alla scala al vero per tener conto degli effetti legati al numero di Reynolds. Di seguito vengono analizzati i risultati ottenuti e la qualità della soluzione numerica.

#### Qualità delle soluzioni CFD

A prescindere dal confronto con i dati sperimentali si può fare un'osservazione generica sulla qualità della soluzione numerica, che deve essere valutata in prima istanza guardando di quanti ordini di grandezza calano i residui delle 6 (o 7 o 8, dipendentemente dal modello di turbolenza adottato) equazioni di Navier-Stokes risolte ad ogni iterazione. La figura 5.7 mostra un andamento tipico, in cui una riduzione di 5 ordini di grandezza per le equazioni di massa, energia, e quantità di moto è ritenuta una buona convergenza della soluzione.

Il solo criterio dei residui non basta però per valutare la convergenza di una soluzione e a seconda del tipo di problema è necessario guardare anche l'andamento di grandezze integrali significative per il problema in esame, come ad esempio portanza e resistenza mostrate in figura 5.8. Nel caso di soluzioni stazionarie nel tempo come quelle considerate qui, ovviamente si desidera avere valori stabili e non oscillatori a convergenza. Altrimenti è molto probabile che pur avendo impostato la simulazione come stazionaria ci siano delle instabilità fisiche nel fenomeno che si sta simulando come vortici o separazioni più o meno severi, in grado di impedire l'ottenimento di una soluzione stazionaria nel tempo. In tal caso è opportuno ricorrere a tecniche di simulazione propriamente instazionarie come le LNS invece delle URANS, spesso usate, ma che non danno soluzioni corrette.

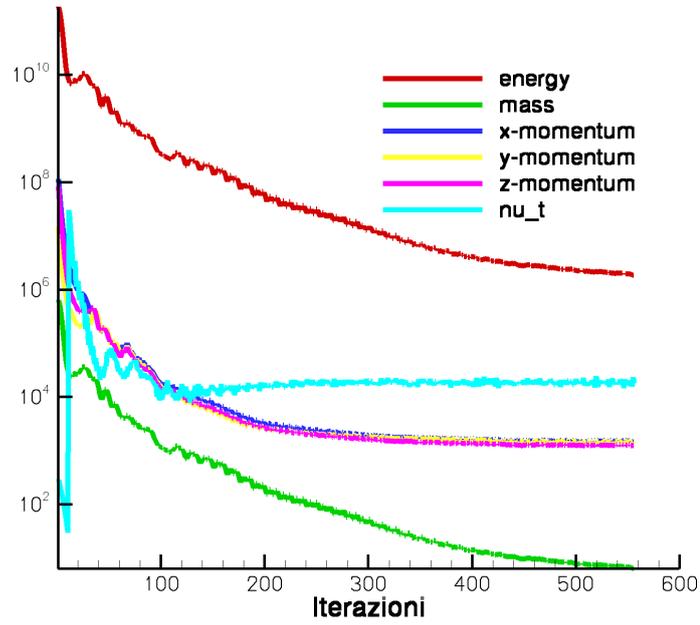


Figura 5.7: Andamento dei residui

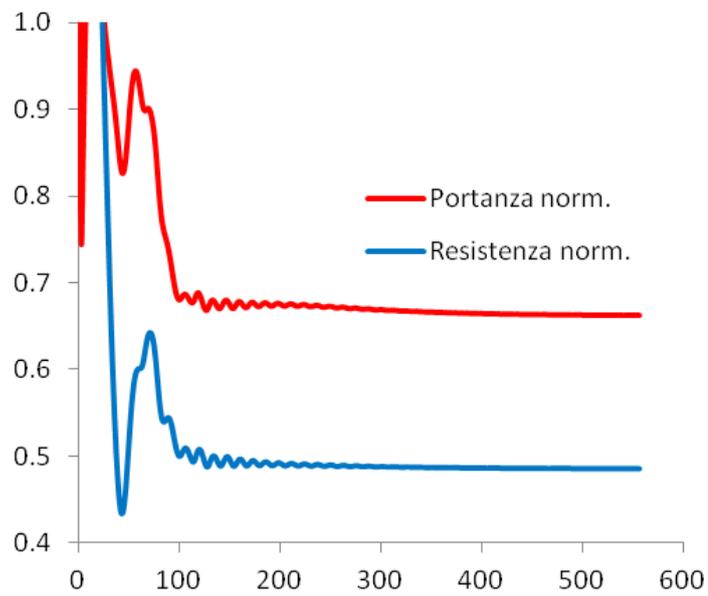


Figura 5.8: Andamento tipico coefficienti aerodinamici in funzione delle iterazioni

## Confronto dei coefficienti aerodinamici

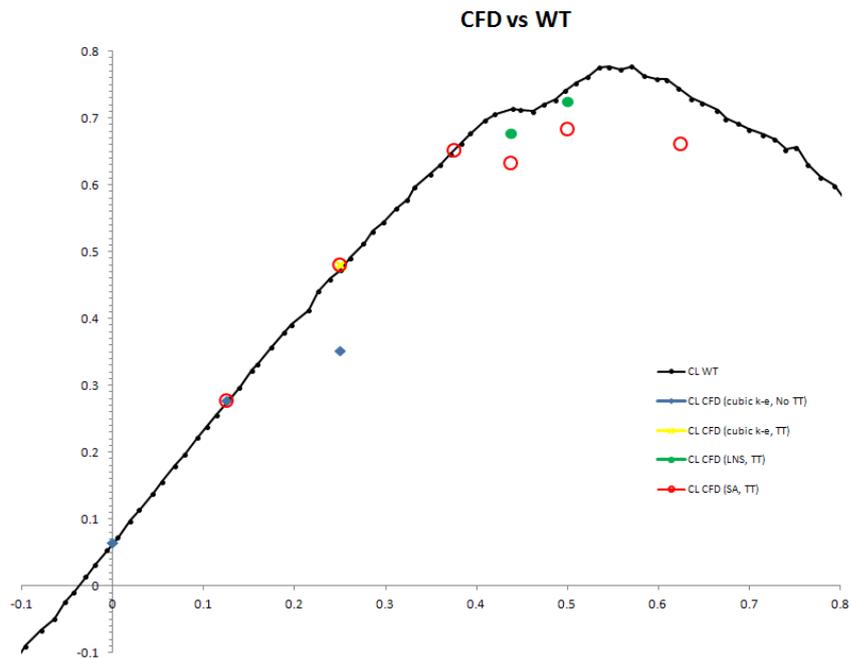
Il confronto dei risultati provenienti dalle simulazioni CFD con i risultati sperimentali ottenuti in galleria del vento viene effettuato principalmente sulla base dei coefficienti aerodinamici ed in particolare dei coefficienti di portanza e resistenza normalizzati in modo da non violare il vincolo di riservatezza.

La figura 5.9 mostra in modo sintetico quello che è stato spiegato descrivendo l'esecuzione delle simulazioni.

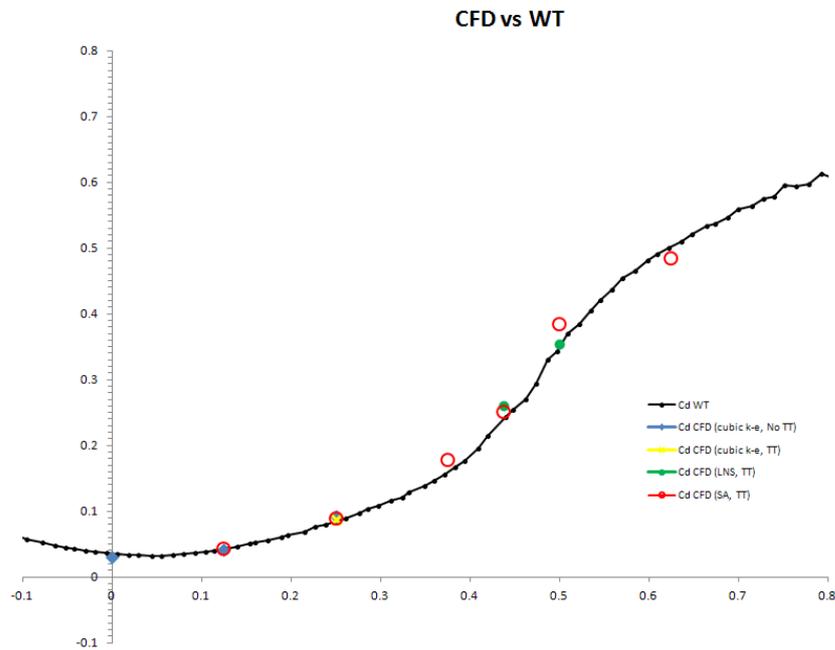
E' possibile osservare come senza le strisce di transizione *Transition Tripping* (CL CFD cubic  $K - \epsilon$ , No TT in blu contro CL CFD cubic  $K - \epsilon$ , TT in giallo) non sia possibile predire una portanza corretta già a moderati angoli di incidenza ( $\alpha_{norm} = 0.25$ ).

I grafici nelle figure 5.9 e 5.10 mostrano che le simulazioni LNS (serie CL CFD LNS, TT e serie CD CFD LNS, TT in verde) sono quelle che meglio riproducono il fenomeno fisico ad alti angoli di incidenza, nell'intorno dello stallo.

E' altresì visibile che anche le simulazioni RANS classiche con il modello di turbolenza di *Spalart-Allmaras* (serie CL CFD SA, TT e serie CD CFD SA, TT in rosso) ha tutto sommato una buona capacità di predire coefficienti di portanza e resistenza fin quasi allo stallo, ma come ricordiamo ad un costo computazionale nettamente inferiore.



**Figura 5.9:** Riassunto del confronto CFD/WT del coefficiente di portanza normalizzato al variare dei modelli di turbolenza



**Figura 5.10:** Riassunto del confronto CFD/WT del coefficiente di resistenza normalizzato al variare dei modelli di turbolenza

## Confronto delle visualizzazioni

Oltre al classico confronto con i coefficienti aerodinamici si è tentato di confrontare le soluzioni CFD anche con le visualizzazioni effettuate in galleria del vento. Il risultato è illustrato nelle immagini seguenti per mezzo di un 'contour plot' del coefficiente di attrito (con una opportuna paletta di colori rassomigliante a quella sperimentale) e delle 'stream traces' ottenute integrando il vettore degli sforzi a parete. Senza addentrarci in una dettagliata analisi è possibile osservare che alcune caratteristiche del flusso tipiche dei diversi angoli di attacco, sono catturate abbastanza bene.

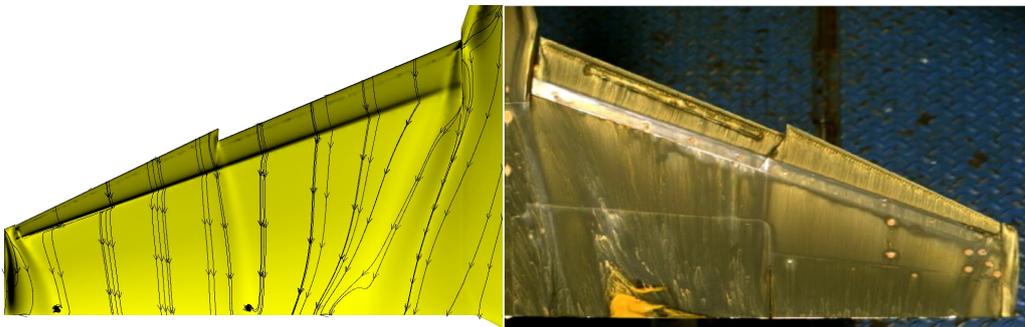


Figura 5.11: Soluzione CFD e visualizzazione ad  $\alpha_{norm} = 0.25$

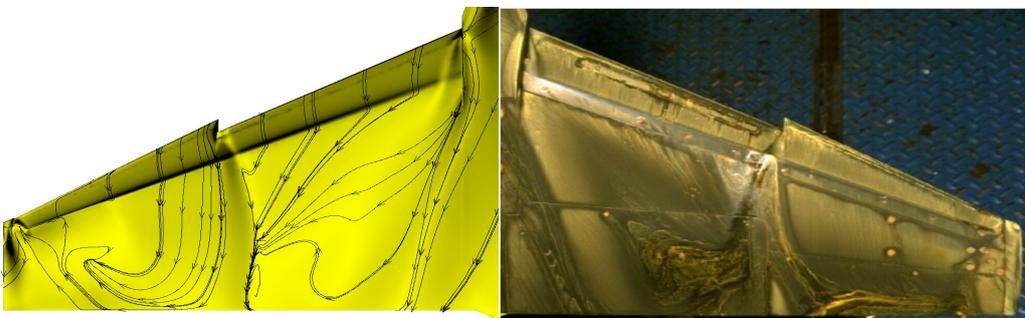
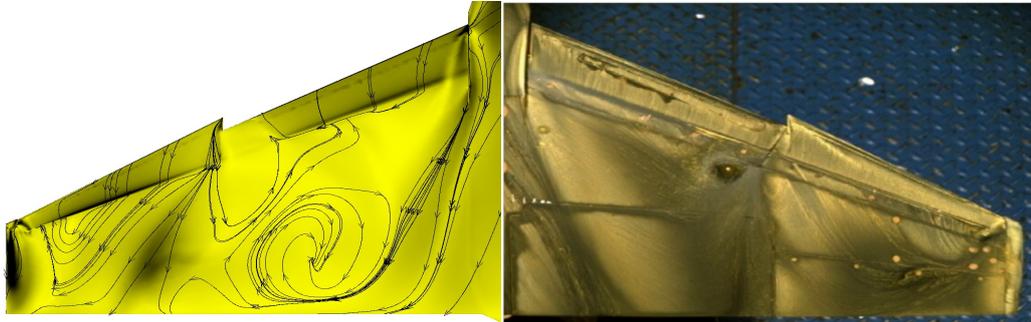
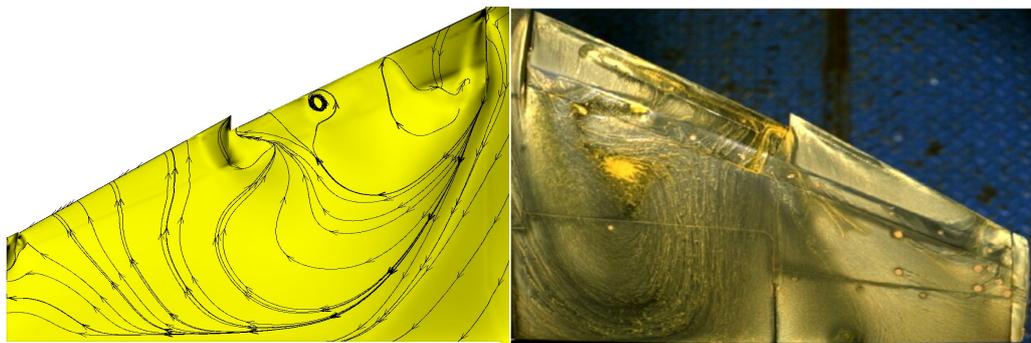


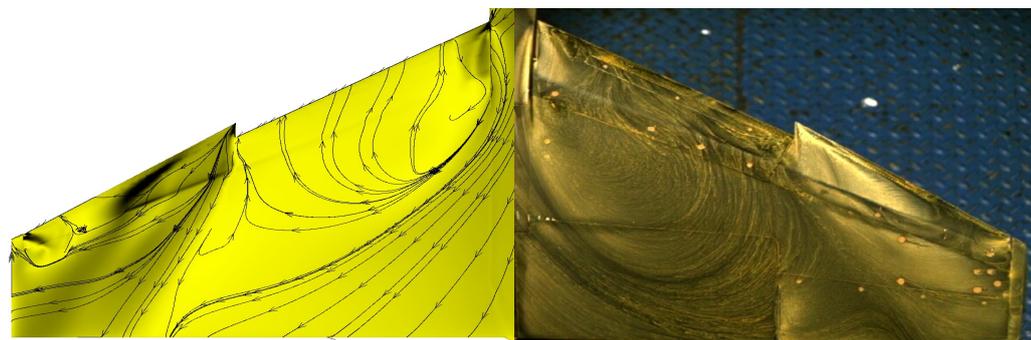
Figura 5.12: Soluzione CFD e visualizzazione ad  $\alpha_{norm} = 0.375$



**Figura 5.13:** Soluzione CFD e visualizzazione ad  $\alpha_{norm} = 0.437$



**Figura 5.14:** Soluzione CFD e visualizzazione ad  $\alpha_{norm} = 0.5$



**Figura 5.15:** Soluzione CFD e visualizzazione ad  $\alpha_{norm} = 0.625$

# Capitolo 6

## Conclusioni

La presente tesi si è servita di diversi strumenti per descrivere nel dettaglio il campo di moto di un velivolo da addestramento avanzato.

La letteratura specialistica, con la descrizione delle principali fenomenologie vorticose presenti sulle superfici aerodinamiche caratteristiche di un velivolo di questo tipo, è stata il punto di partenza da cui iniziare l'analisi delle visualizzazioni.

L'obiettivo è quello di individuare delle regioni sulla superficie superiore dell'ala in cui l'applicazione di attuatori al plasma freddo per il controllo attivo del flusso possa fornire miglioramenti sostanziali alle prestazioni del caccia.

L'indagine sperimentale si è avvalsa di un modello in scala 1:10 dell'aereo col quale sono state fatte diverse prove nella galleria del vento di Alenia Aermacchi tra cui misure di forze e momenti, visualizzazioni con colorante e con barbole, misure di strato limite con rilevamenti di pressione totale in corrispondenza di stazioni accuratamente scelte sulla superficie dorsale dell'ala.

Dall'osservazione delle curve del coefficiente di portanza al variare dell'incidenza (fig. A.1, fig. A.5, fig. A.9, fig. A.13, fig. A.17), sono stati individuati gli assetti di maggiore interesse nelle regioni in prossimità dello stallo, relativi ad ogni configurazione di deflessione delle parti mobili dell'ala.

Analizzando le visualizzazioni si sono ben identificati gli effetti dovuti ai fenomeni vorticosi descritti in letteratura e si è potuto seguire l'evolversi delle separazioni al variare dell'incidenza.

Sovrapponendo i vari *'patterns'* di separazione sono state individuate zone comuni su cui intervenire con dispositivi di controllo attivo del flusso in modo da riuscire a sfruttarne gli effetti in tutte le configurazioni (eccetto la crociera).

Selezionate le stazioni adatte per il possibile posizionamento degli attuatori, su queste sono state effettuate misure di strato limite. I risultati hanno confermato la presenza di flusso separato, turbolento e caotico nel primissimo strato (spesso circa 2 mm) adiacente alla superficie, nelle configurazioni di decollo, atterraggio e manovra (dove il fenomeno si è dimostrato più intenso). La scelta adeguata di attuatori al plasma, in grado di agire efficacemente sul profilo di velocità interno allo strato limite, potrebbe portare a risultati positivi in termini di performance aerodinamiche.

Attraverso la simulazione numerica si sono calcolati i valori dei coefficienti aerodinamici per diversi assetti, nelle configurazioni di crociera e manovra, operando in modo tale da ottenere la migliore corrispondenza rispetto ai medesimi coefficienti acquisiti in galleria del vento, a pari assetto. Un importante risultato ricercato con il calcolo CFD è la previsione degli effetti delle variazioni del valore del numero di Reynolds in prossimità delle condizioni di massima portanza. L'idea perseguita è stata quella di estendere le simulazioni numeriche alla scala 1:1 per verificare la presenza di effetti importanti sul flusso, dovuti al numero di Reynolds più elevato.

Un primo fondamentale risultato conseguito è stato quello di aver individuato un modello di calcolo e relativo modello di turbolenza in grado di calcolare con buona approssimazione i coefficienti aerodinamici principali, misurati sperimentalmente in condizioni di alta incidenza, dove il flusso sull'ala presenta forti separazioni.

Permangono alcune discrepanze, peraltro giustificabili in ragione delle condizioni estremamente critiche calcolate, che però non pregiudicano la fase finale dell'attività da svolgere. Sono stati al momento individuati due parametri fluidodinamici caratteristici che hanno permesso di condurre delle comparazioni dirette tra i *'flow patterns'* calcolati e quelli acquisiti sperimentalmente.

Il prossimo passo sarà quello di estendere i risultati numerici ottenuti in corrispondenza del numero di Reynolds relativo ai test svolti nella galleria del vento di Alenia Aermacchi ad un Reynolds di un ordine di grandezza superiore, pari a quello dei test che verranno condotti con un modello in scala reale.

Da prove sperimentali effettuate precedentemente è emerso che l'effetto del Reynolds, per questa configurazione, sembra essere poco significativo ad incidenze basse, lontano dalla condizione di stallo. Poco è invece noto circa gli effetti quantitativi derivanti da un aumento così sensibile del numero di Reynolds a incidenze elevate, dominate da flusso estesamente separato. Da qui l'interesse nella prosecuzione delle attività di simulazione numerica che continueranno ben oltre il periodo dedicato a questa tesi.

# Appendice A

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: CR+SIOV</b>                      |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| <b>DND=-20</b>                               | <b>DAR=0</b>                            | <b>DAL=0</b>             |
| <b>DFR=0</b>                                 | <b>DFL=0</b>                            | <b>DBR=0</b>             |
| <b>DR=off</b>                                | <b>DHT=off</b>                          |                          |

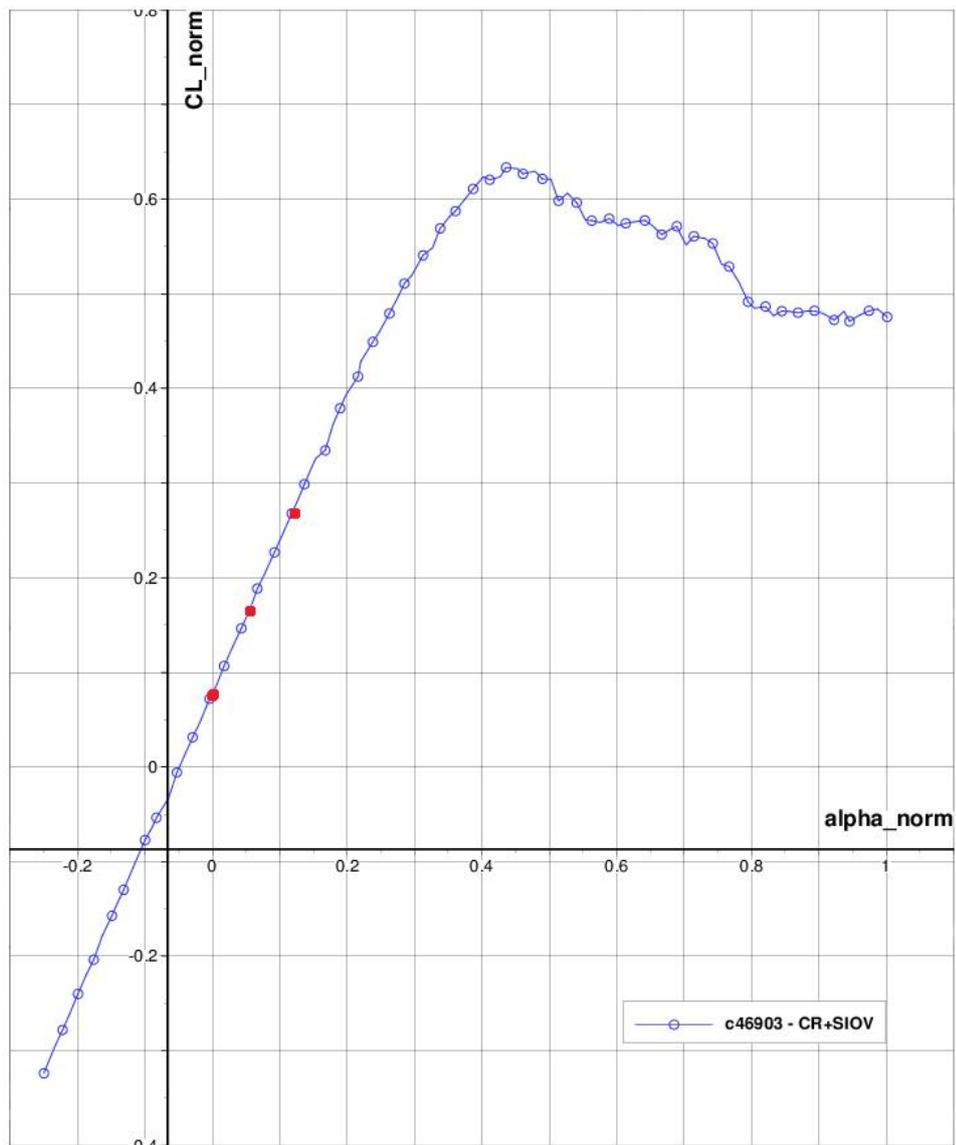
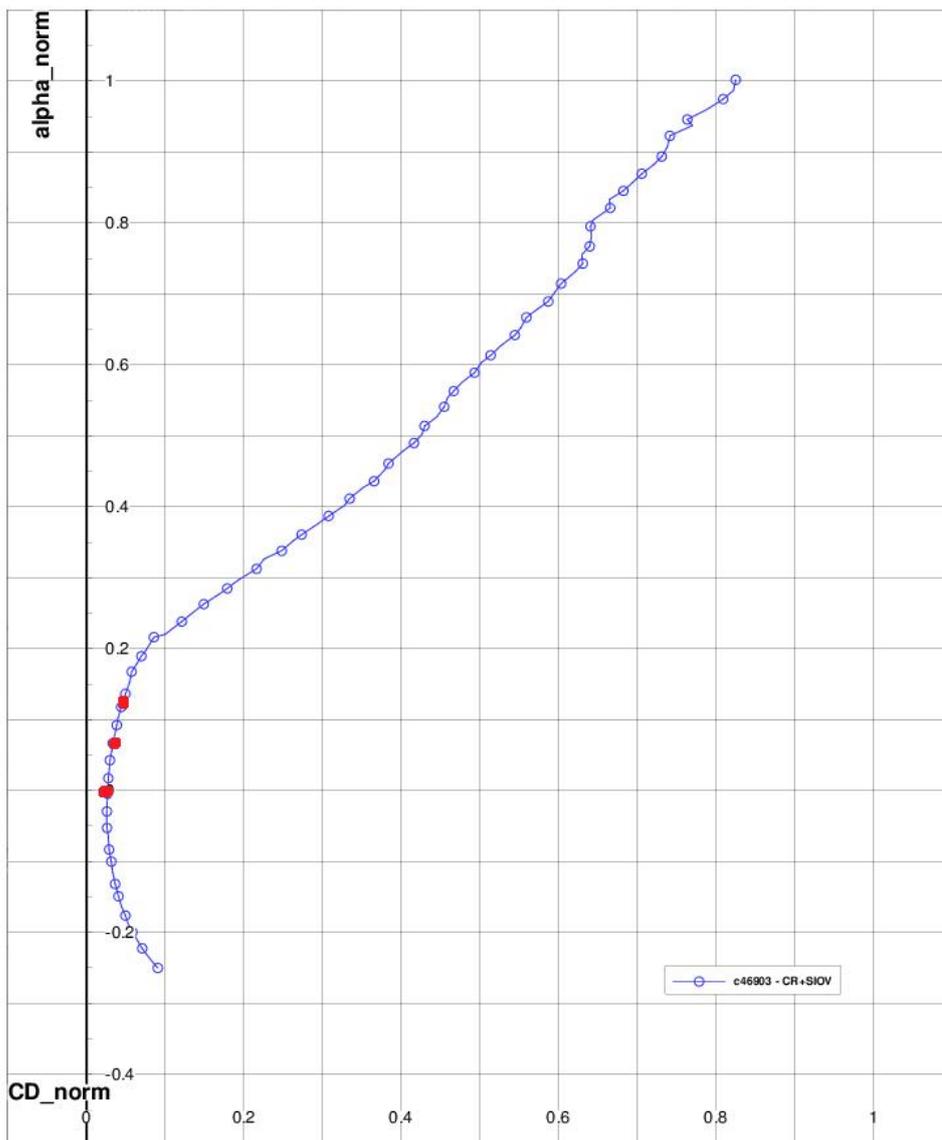


Figura A.1: CRUISE:  $CL_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |                                  |                          |
|--|----------------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b>                       |                                  | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>  | Aims of test:<br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: CR+SIOV</b>  |                                  | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2   | - Transition: AEM (5%)           | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                                  | - Re. n=                 |
| DND=-20   DAR=0   DAL=0   DFR=0   DFL=0   DBR=0   DR=off   DHT=off |                                  |                          |



**Figura A.2:** CRUISE:  $CD_{norm} - \alpha_{norm}$

|  |                            |                          |
|--|----------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |                            | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b>       | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: CR+SIOV</b>                      | <b>F&amp;M acquisition</b> | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)     | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                            | - Re. n=                 |
| <b>DND=-20</b>                               | <b>DAR=0</b>               | <b>DAL=0</b>             |
| <b>DFR=0</b>                                 | <b>DFL=0</b>               | <b>DBR=0</b>             |
| <b>DR=off</b>                                | <b>DHT=off</b>             |                          |

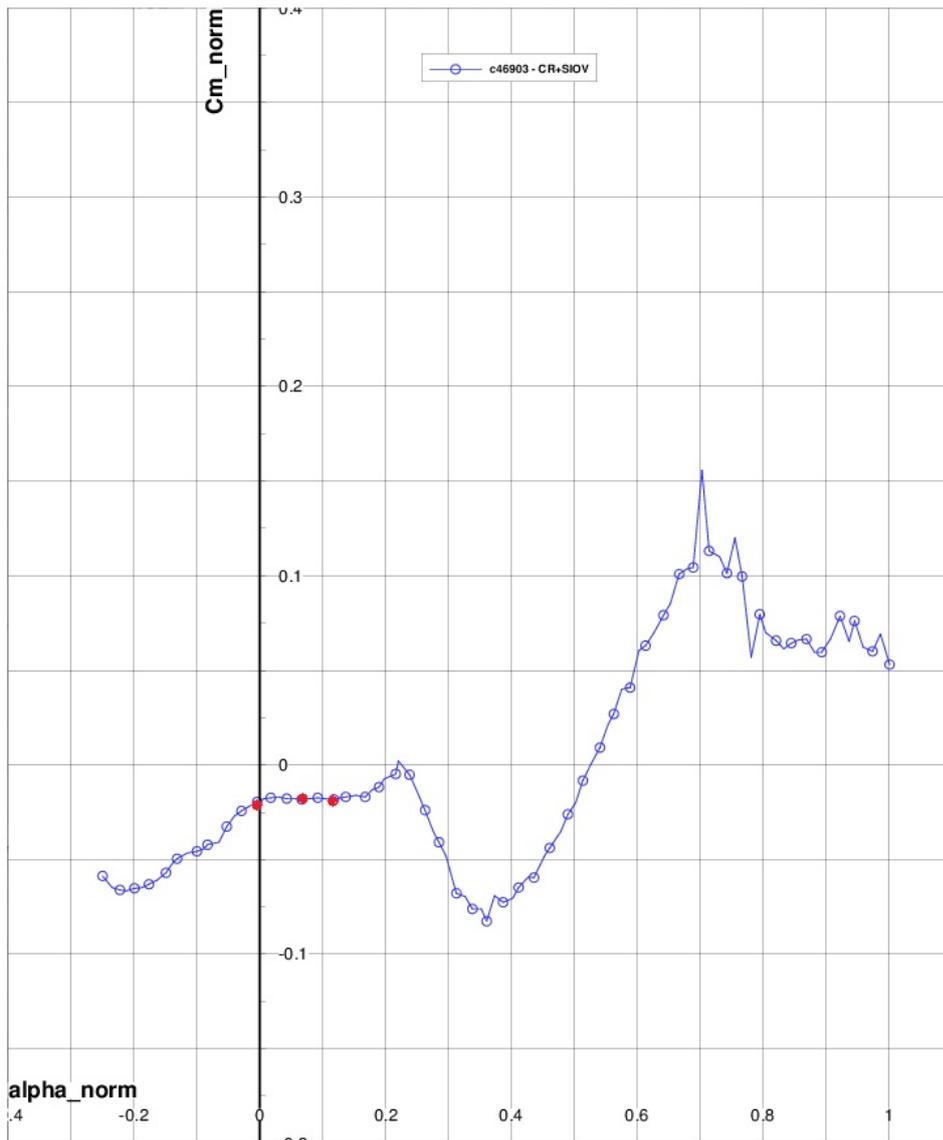


Figura A.3: CRUISE:  $CM_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

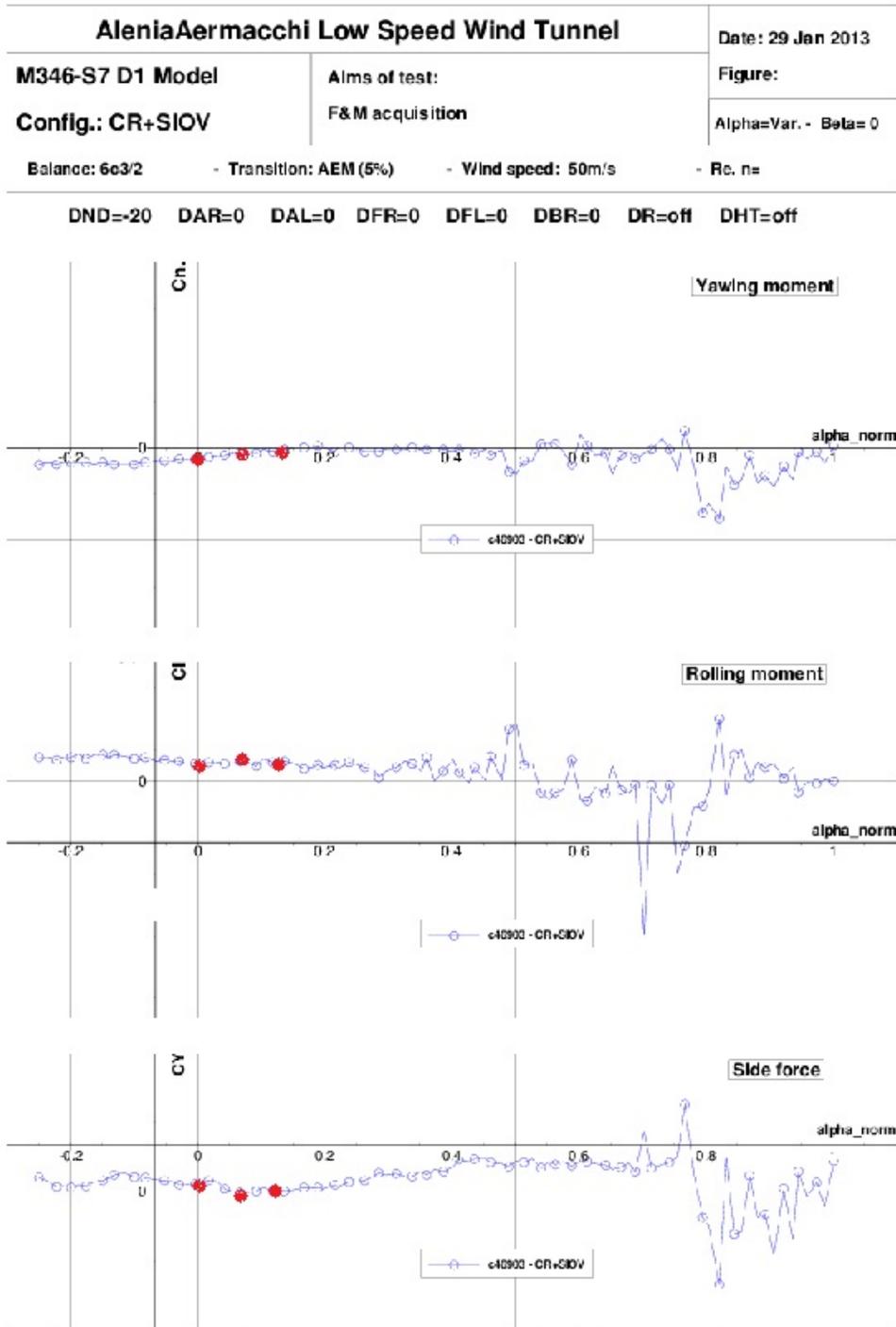


Figura A.4: CRUISE: Yaw, Roll, Side Force –  $\alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: MAN(-20)+SIOV</b>                |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| <b>DND=-20</b>                               | <b>DAR=0</b>                            | <b>DAL=0</b>             |
| <b>DFR=0</b>                                 | <b>DFL=0</b>                            | <b>DBR=0</b>             |
|  | <b>DR=off</b>                           | <b>DHT=off</b>           |

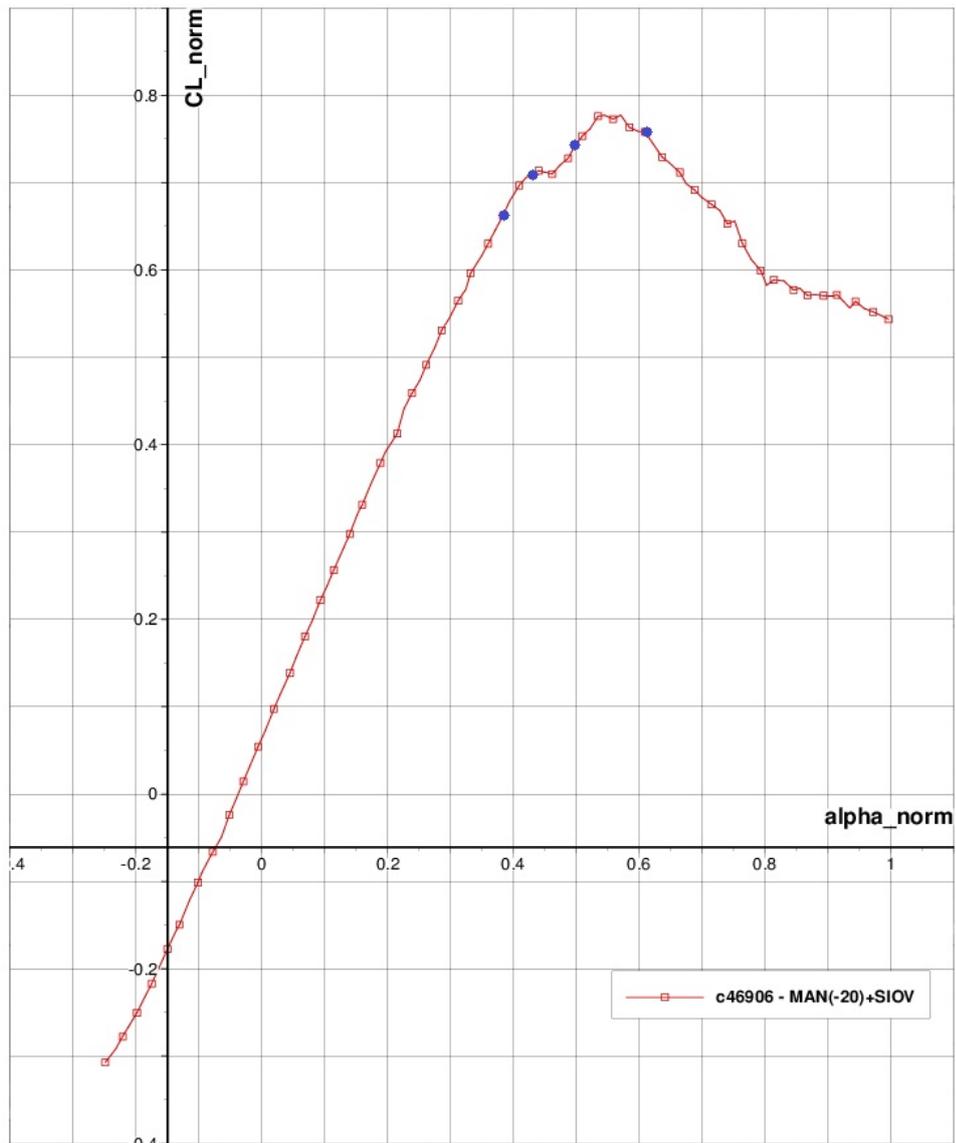
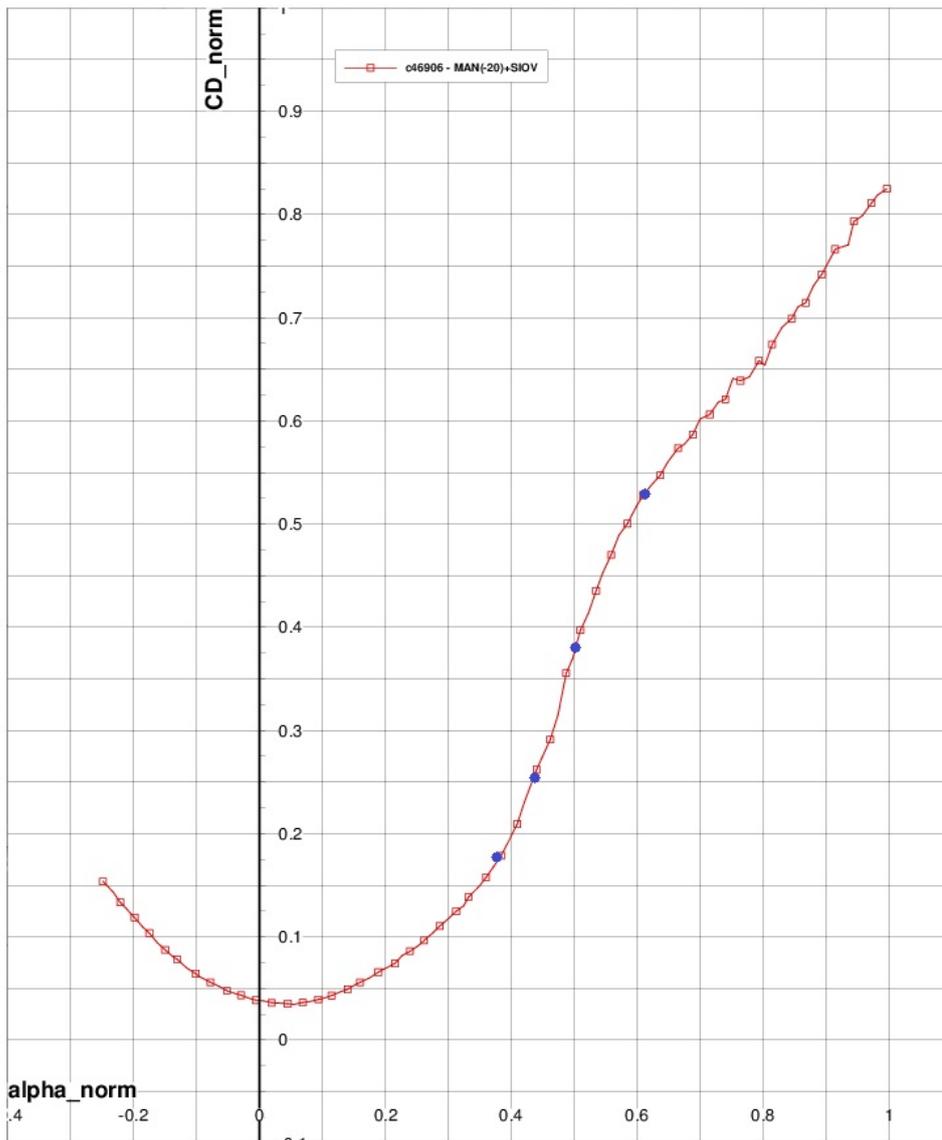


Figura A.5: MAN:  $CL_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |                                  |                          |
|--|----------------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b>                       |                                  | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>  | Aims of test:<br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: MAN(-20)+SIOV</b>                                      |                                  | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2   | - Transition: AEM (5%)           | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                                  | - Re. n=                 |
| DND=-20   DAR=0   DAL=0   DFR=0   DFL=0   DBR=0   DR=off   DHT=off |                                  |                          |



**Figura A.6:** MAN:  $CD_{norm} - \alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: MAN(-20)+SIOV</b>                |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| <b>DND=-20</b>                               | <b>DAR=0</b>                            | <b>DAL=0</b>             |
| <b>DFR=0</b>                                 | <b>DFL=0</b>                            | <b>DBR=0</b>             |
| <b>DR=off</b>                                | <b>DHT=off</b>                          |                          |

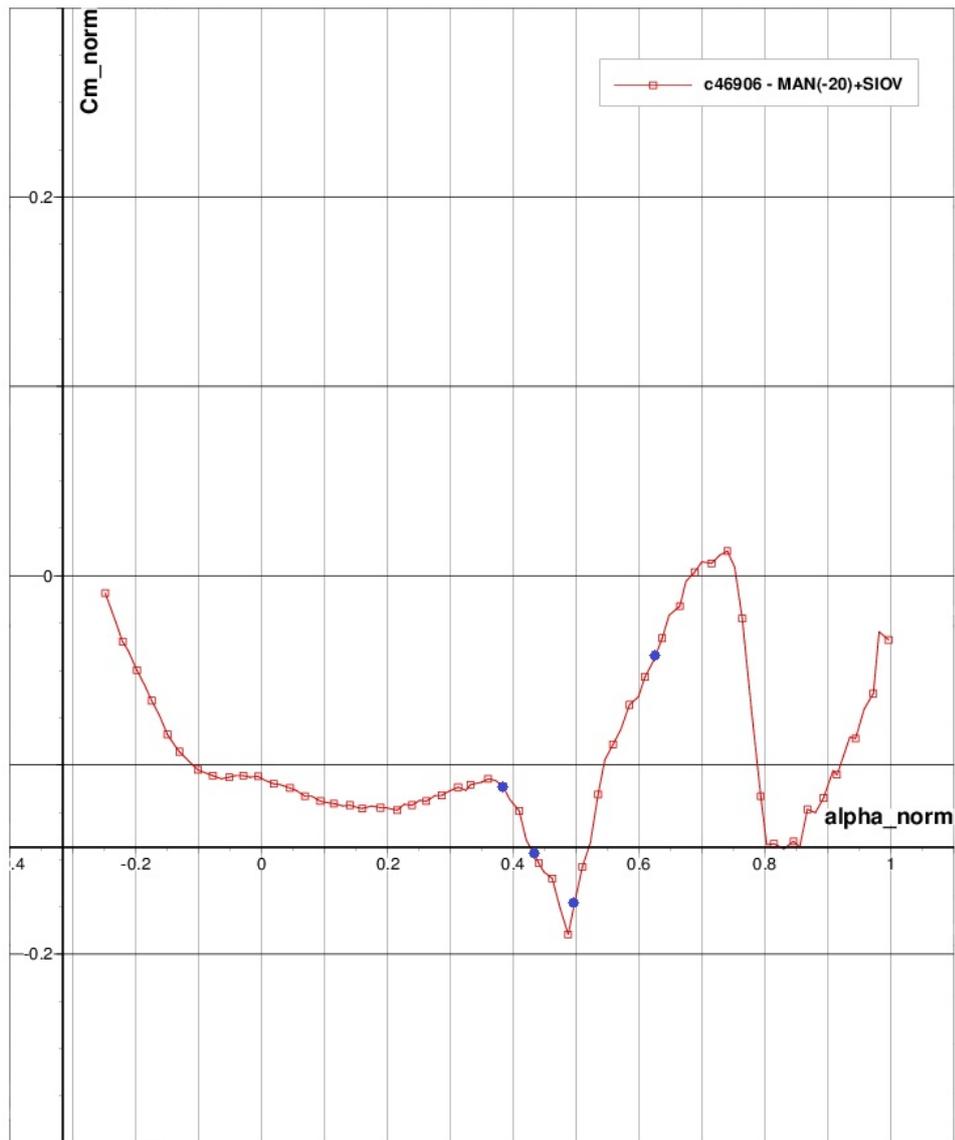


Figura A.7: MAN:  $C_{M_{norm}} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

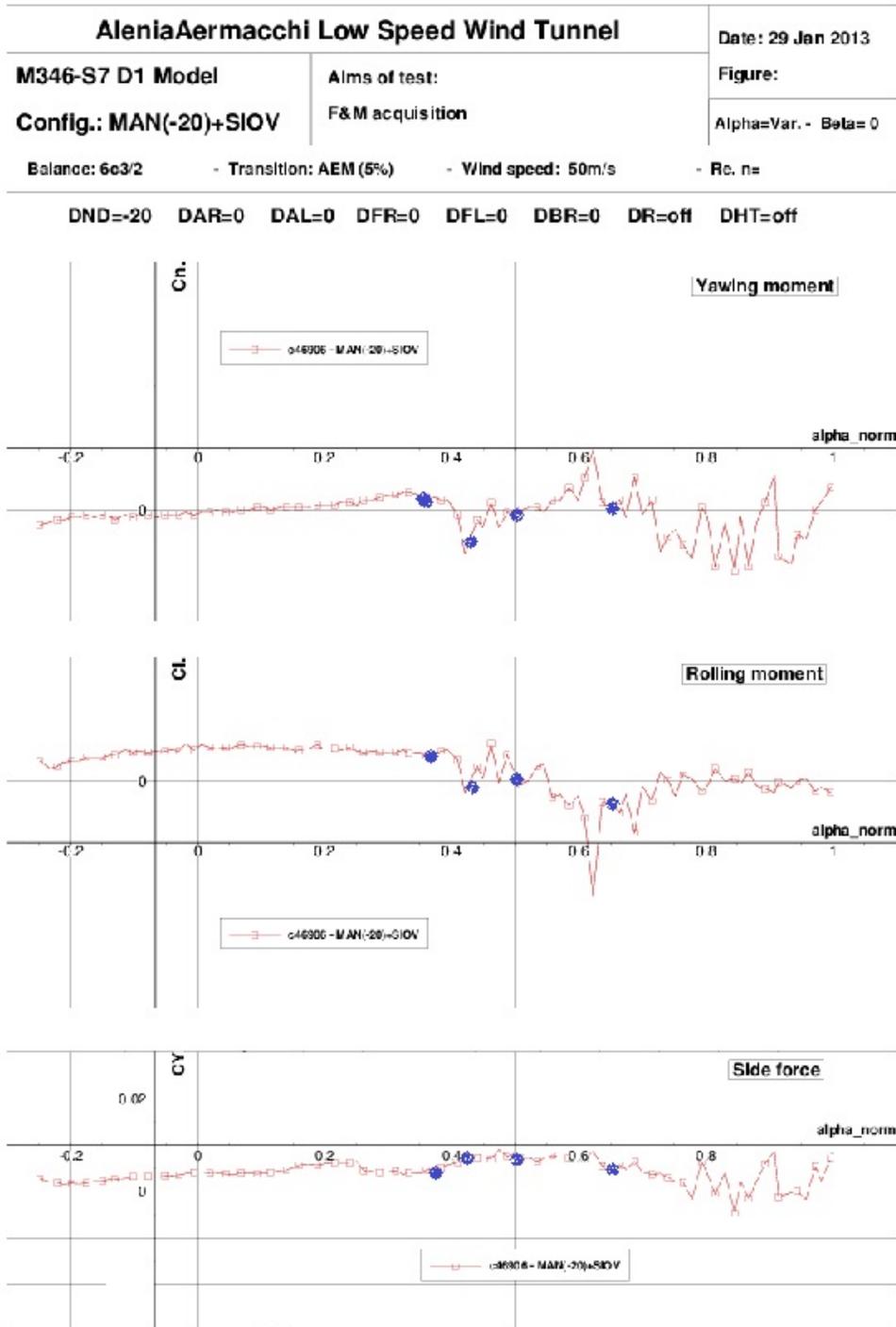


Figura A.8: MAN: Yaw, Roll, Side Force –  $\alpha_{norm}$

|  |                        |                          |
|--|------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |                        | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| M346-S7 D1 Model                             | Aims of test:          | <b>Figure:</b>           |
| Config.: MAN+SIOV+dAIL                       | F&M acquisition        | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%) | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                        | - Re. n=                 |
| DND=-20                                      | DAR=0,-10              | DAL=0,+10                |
| DFR=0  | DFL=0                  | DBR=0                    |
| DR=off                                       | DHT=off                |                          |

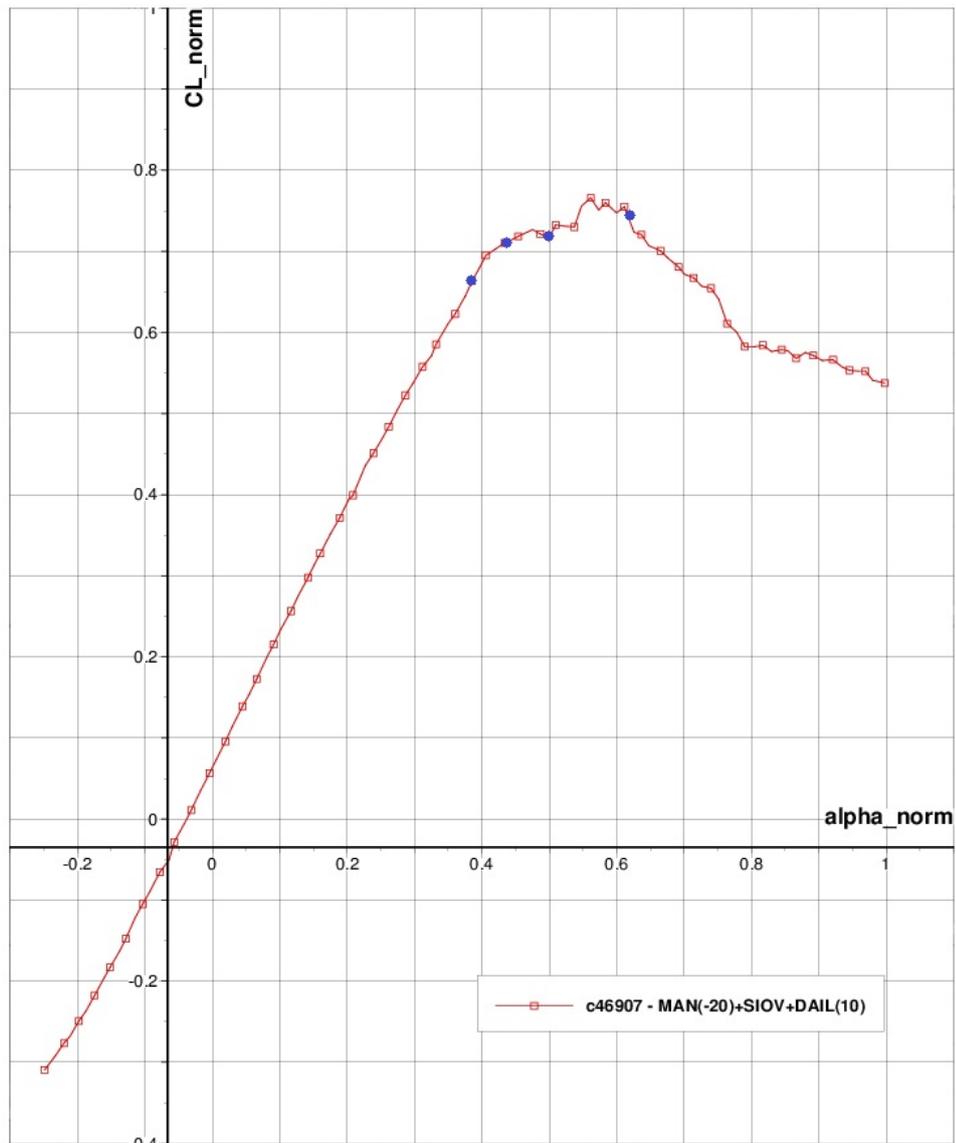
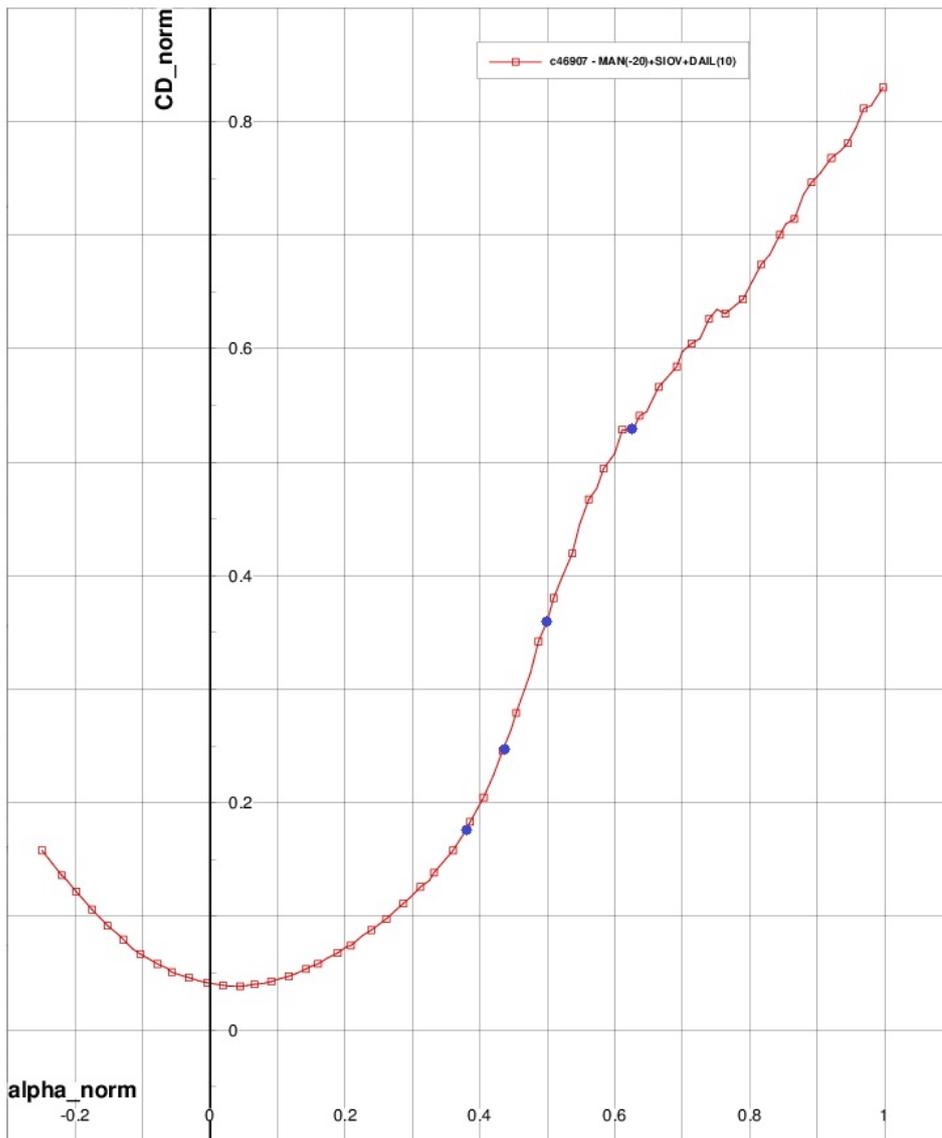


Figura A.9: MAN+dAIL:  $CL_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |                        |                          |
|--|------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |                        | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| M346-S7 D1 Model                             | Aims of test:          | <b>Figure:</b>           |
| Config.: MAN+SIOV+dAIL                       | F&M acquisition        | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%) | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                        | - Re. n=                 |
| DND=-20                                      | DAR=0,-10              | DAL=0,+10                |
| DFR=0  | DFL=0                  | DBR=0                    |
|  | DR=off                 | DHT=off                  |



**Figura A.10:** MAN+dAIL:  $CD_{norm} - \alpha_{norm}$

|   |                 |                          |
|---|-----------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b>                                      |                 | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| M346-S7 D1 Model  | Aims of test:   | <b>Figure:</b>           |
| Config.: MAN+SIOV+dAIL  | F&M acquisition | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2      - Transition: AEM (5%)      - Wind speed: 50m/s      - Re. n= |                 |                          |
| DND=-20    DAR=0,-10    DAL=0,+10    DFR=0    DFL=0    DBR=0    DR=off    DHT=off |                 |                          |

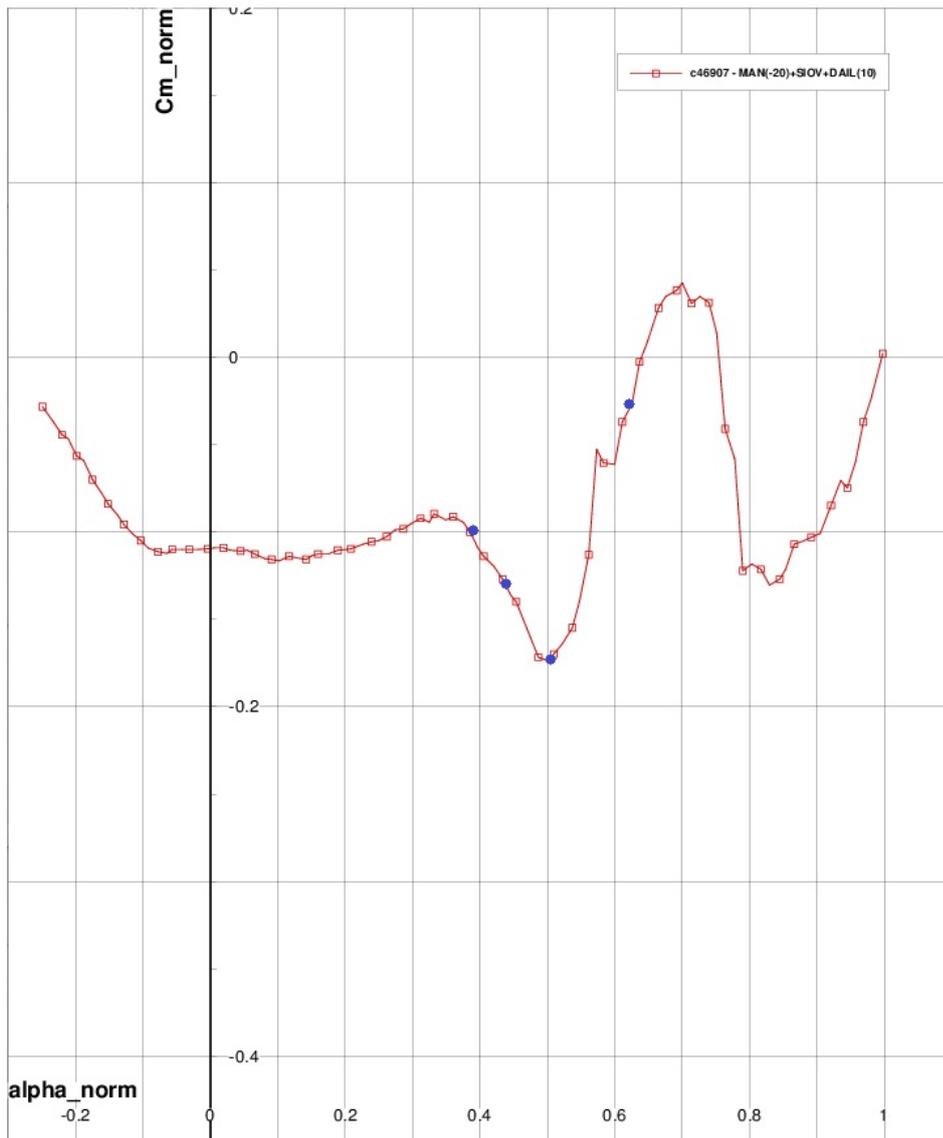


Figura A.11: MAN+dAIL:  $CM_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

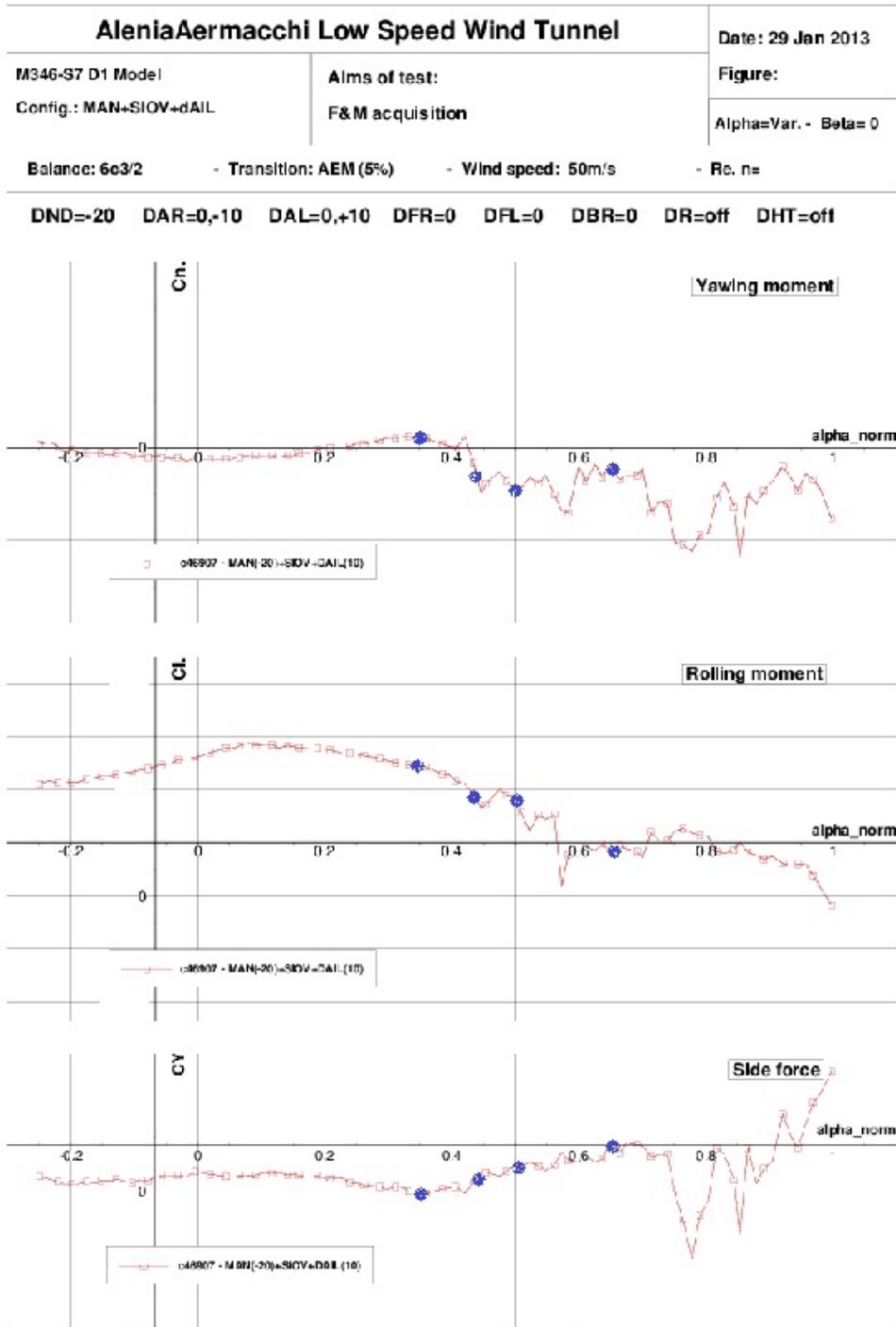


Figura A.12: MAN+dAIL: *Yaw, Roll, Side Force* –  $\alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b>                         |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>  | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: TO+SIOV</b>  |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2   | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| DND=-20   DAR=0   DAL=0   DFR=20   DFL=20   DBR=0   DR=off   DHT=off |   |                          |

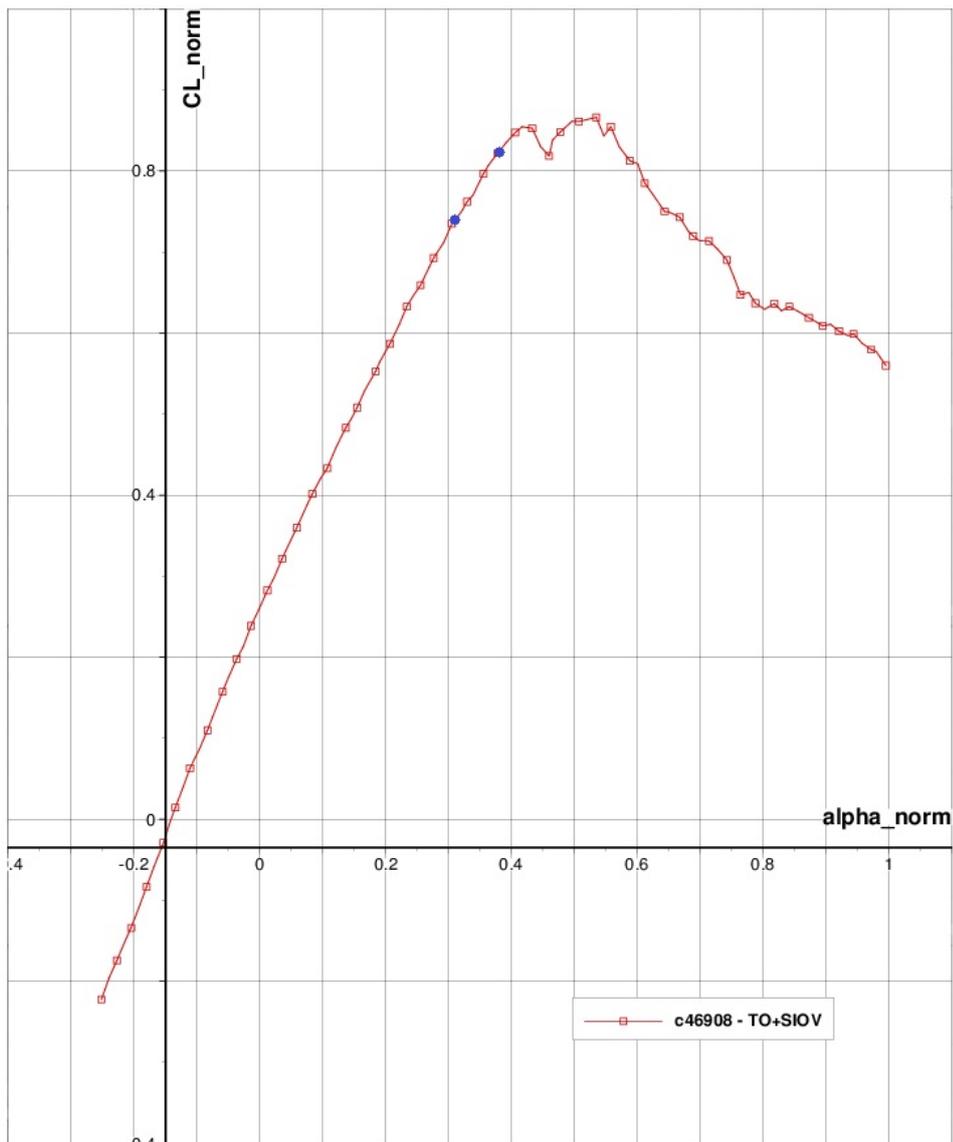


Figura A.13: TO:  $CL_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |                                  |                          |
|--|----------------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |                                  | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| M346-S7 D1 Model                             | Aims of test:<br>F&M acquisition | Figure:                  |
| Config.: TO+SIOV                             |                                  | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)           | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                                  | - Re. n=                 |
| DND=-20                                      | DAR=0                            | DAL=0                    |
| DFR=20                                       | DFL=20                           | DBR=0                    |
|  | DR=off                           | DHT=off                  |

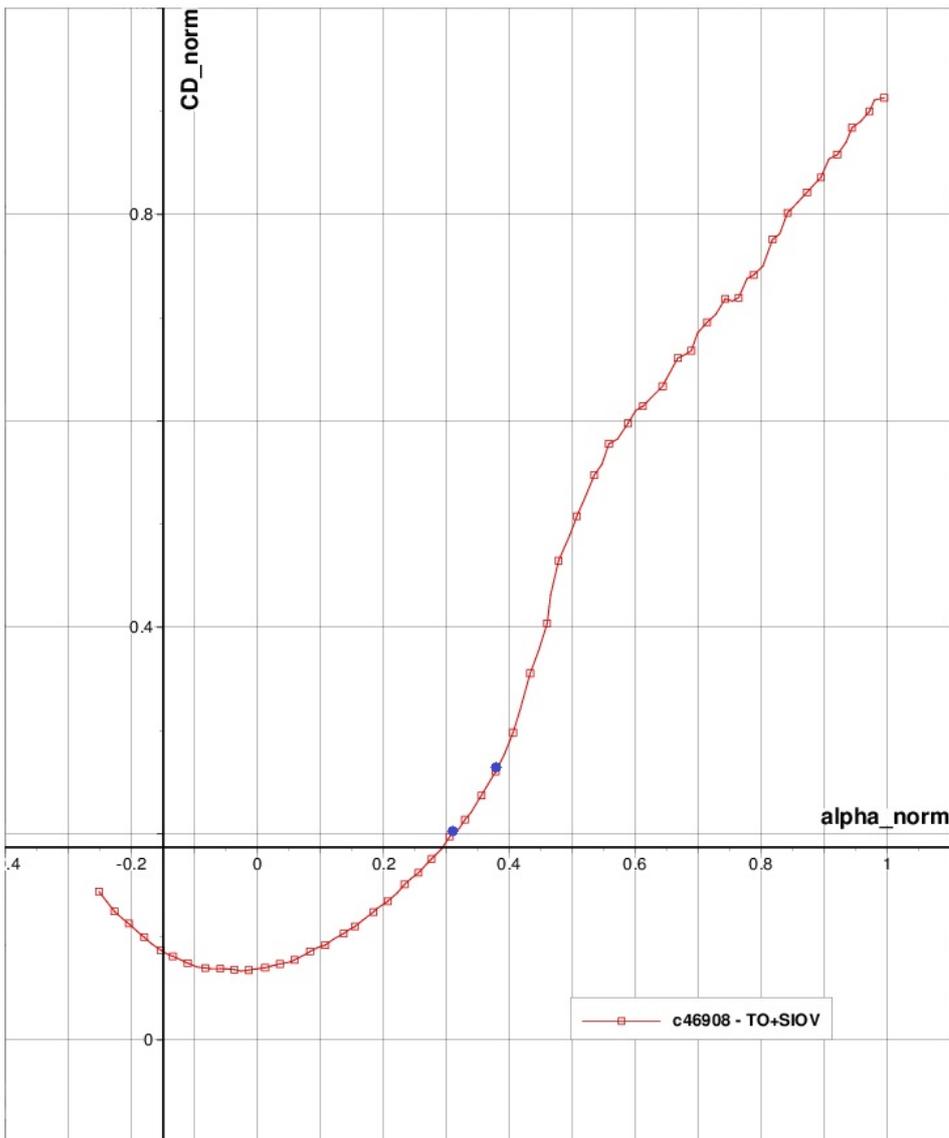


Figura A.14: TO:  $CD_{norm} - \alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: TO+SIOV</b>                      |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| DND=-20                                      | DAR=0                                   | DAL=0                    |
| DFR=20                                       | DFL=20                                  | DBR=0                    |
|  |   | DR=off                   |
|  |   | DHT=off                  |

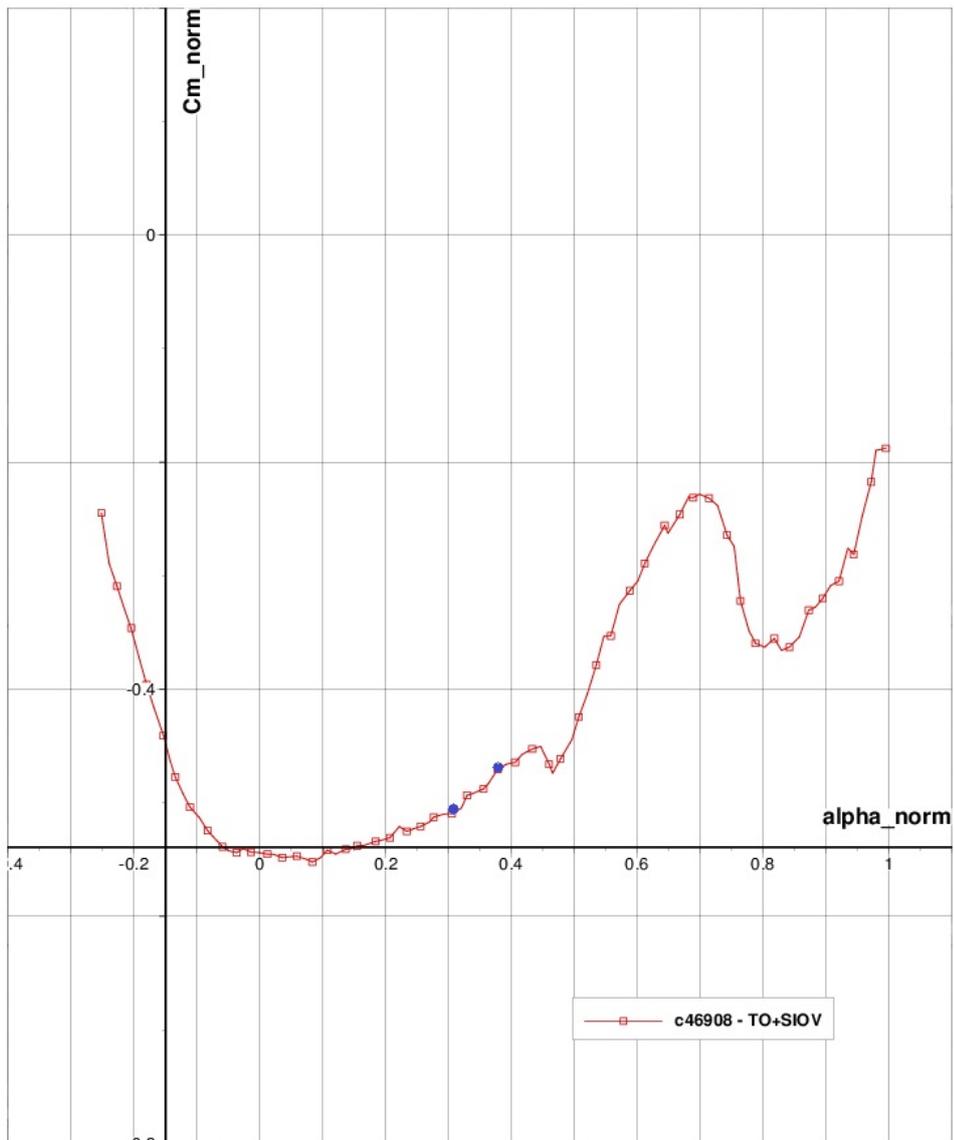


Figura A.15: TO:  $CM_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

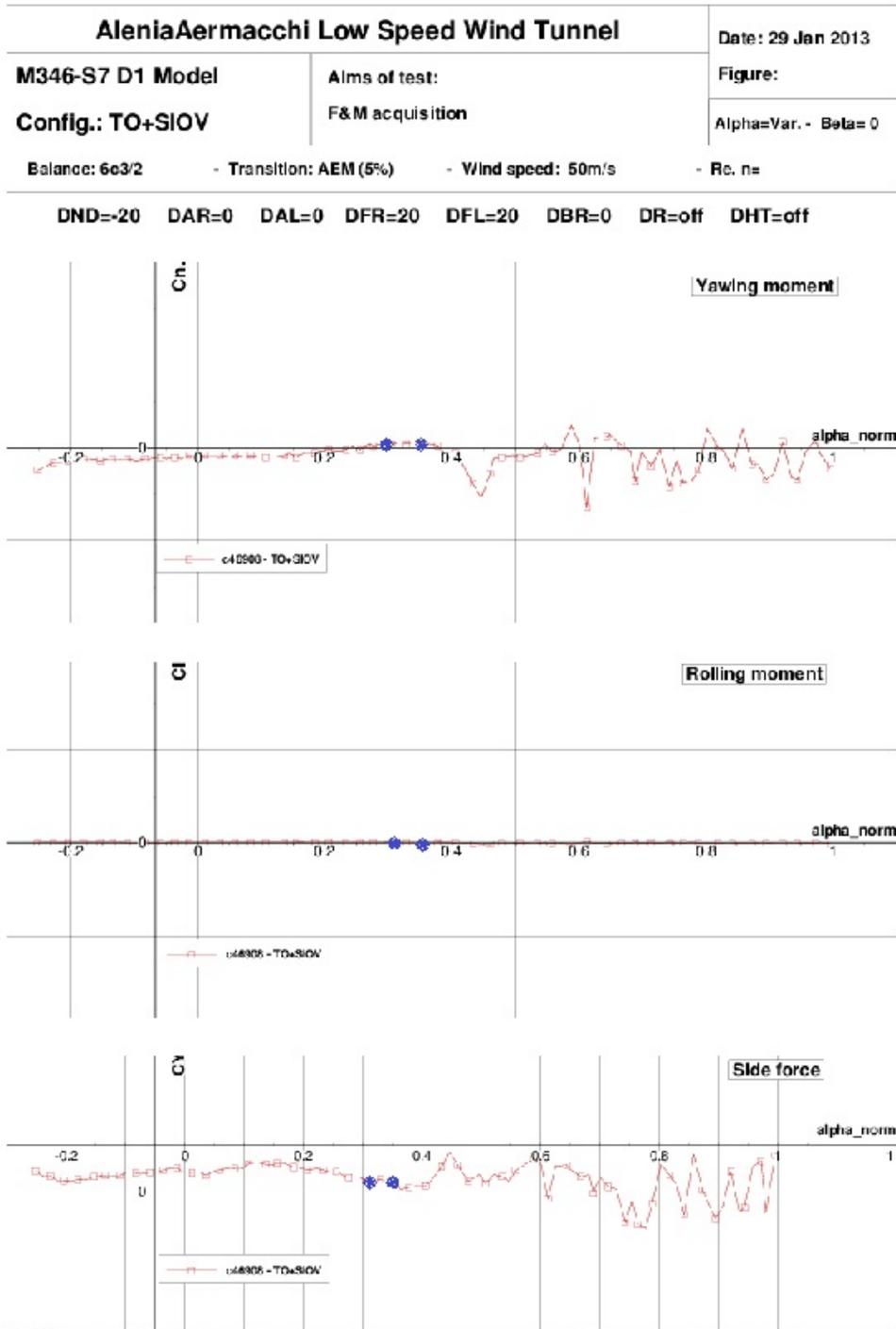


Figura A.16: TO: Yaw, Roll, Side Force –  $\alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: LAND+SIOV</b>                    |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| DND=-25                                      | DAR=0                                   | DAL=0                    |
| DFR=40                                       | DFL=40                                  | DBR=0                    |
|  |   | DR=off                   |
|  |   | DHT=off                  |

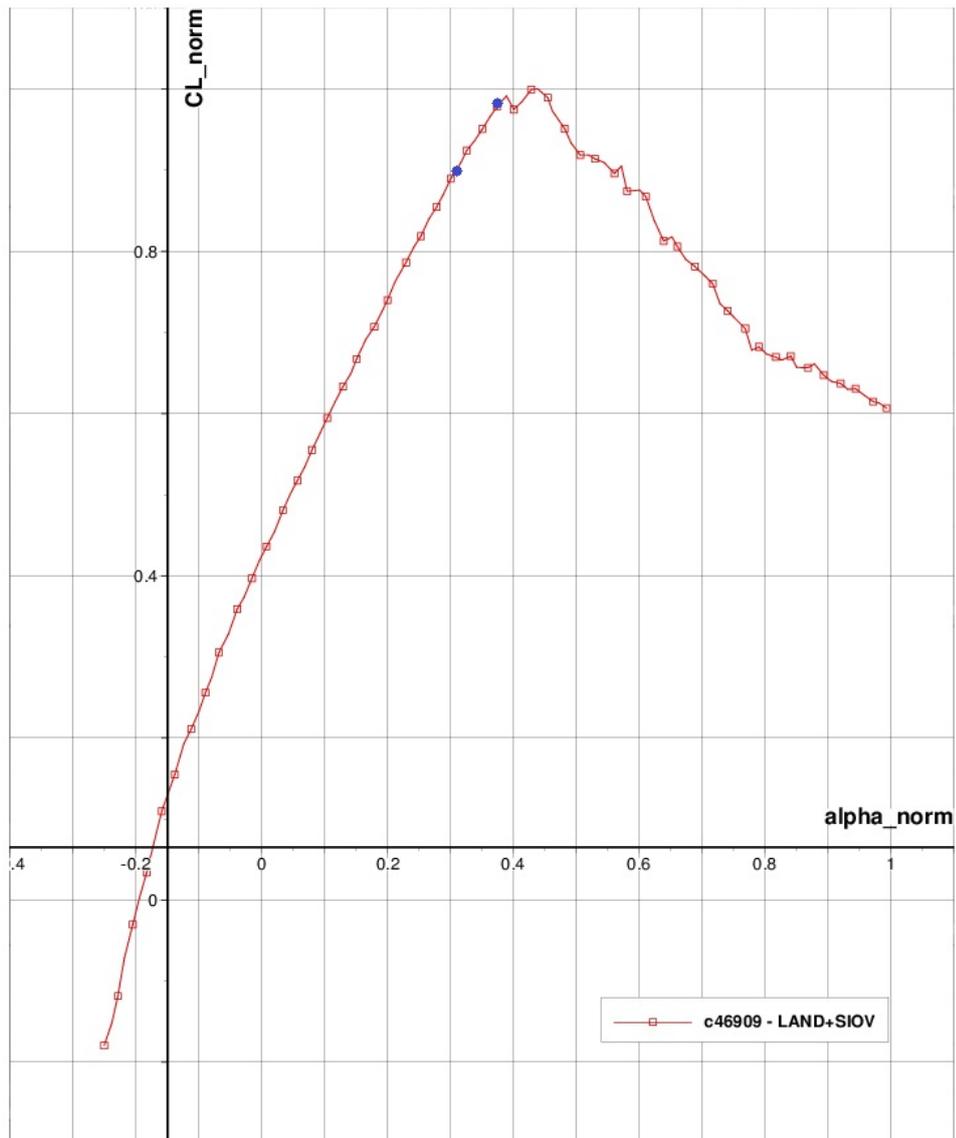
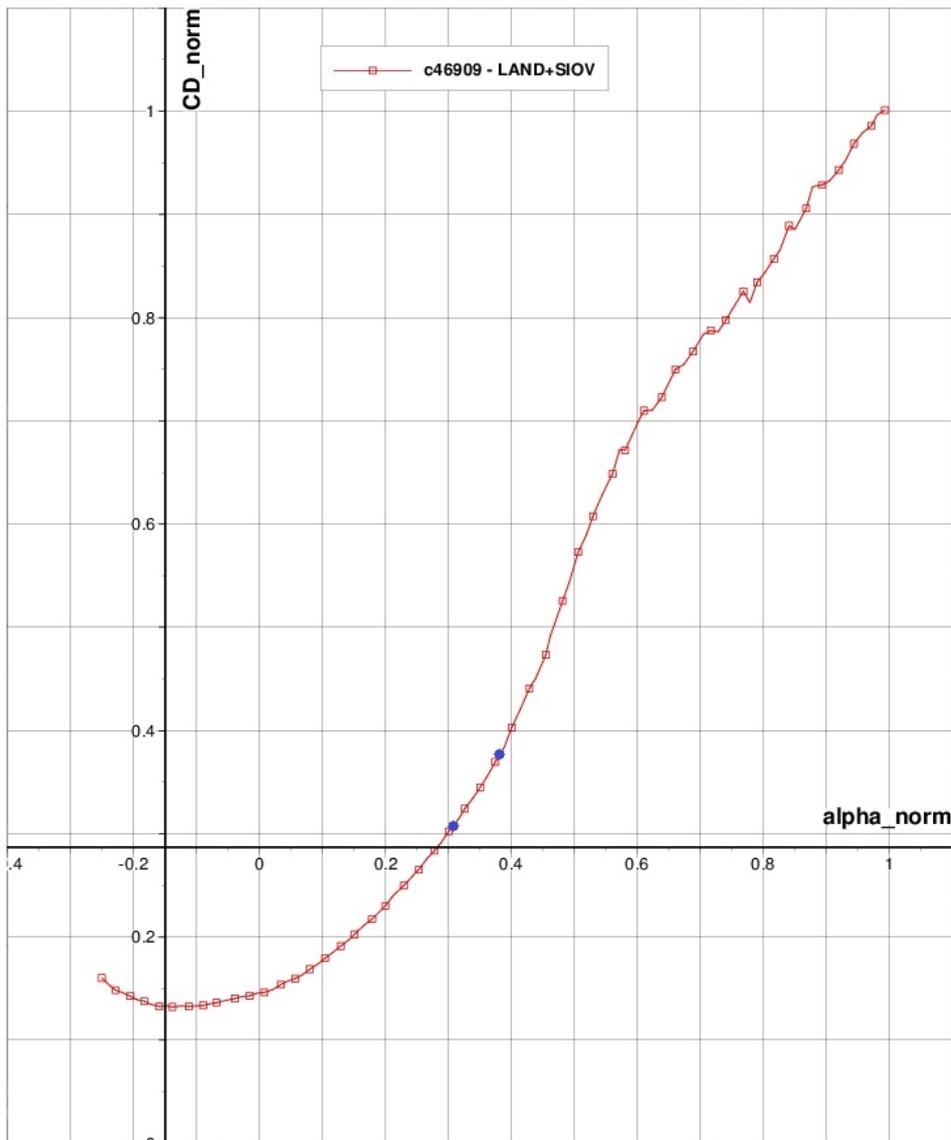


Figura A.17: LAND:  $CL_{norm} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

|  |                                  |                          |
|--|----------------------------------|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |                                  | <b>Date: 29 Jan 2013</b> |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | Aims of test:<br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: LAND+SIOV</b>                    |                                  | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)           | - Wind speed: 50m/s      |
|  |                                  | - Re. n=                 |
| <b>DND=-25</b>                               | <b>DAR=0</b>                     | <b>DAL=0</b>             |
| <b>DFR=40</b>                                | <b>DFL=40</b>                    | <b>DBR=0</b>             |
|  | <b>DR=off</b>                    | <b>DHT=off</b>           |



**Figura A.18:** LAND:  $CD_{norm} - \alpha_{norm}$

|  |   |                          |
|--|---|--------------------------|
| <b>AleniaAermacchi Low Speed Wind Tunnel</b> |   | <b>Date:</b> 29 Jan 2013 |
| <b>M346-S7 D1 Model</b>                      | <b>Aims of test:</b><br>F&M acquisition | <b>Figure:</b>           |
| <b>Config.: LAND+SIOV</b>                    |   | Alpha=Var. - Beta= 0     |
| Balance: 6c3/2                               | - Transition: AEM (5%)                  | - Wind speed: 50m/s      |
|  |   | - Re. n=                 |
| DND=-25                                      | DAR=0                                   | DAL=0                    |
| DFR=40                                       | DFL=40                                  | DBR=0                    |
|  |   | DR=off                   |
|  |   | DHT=off                  |

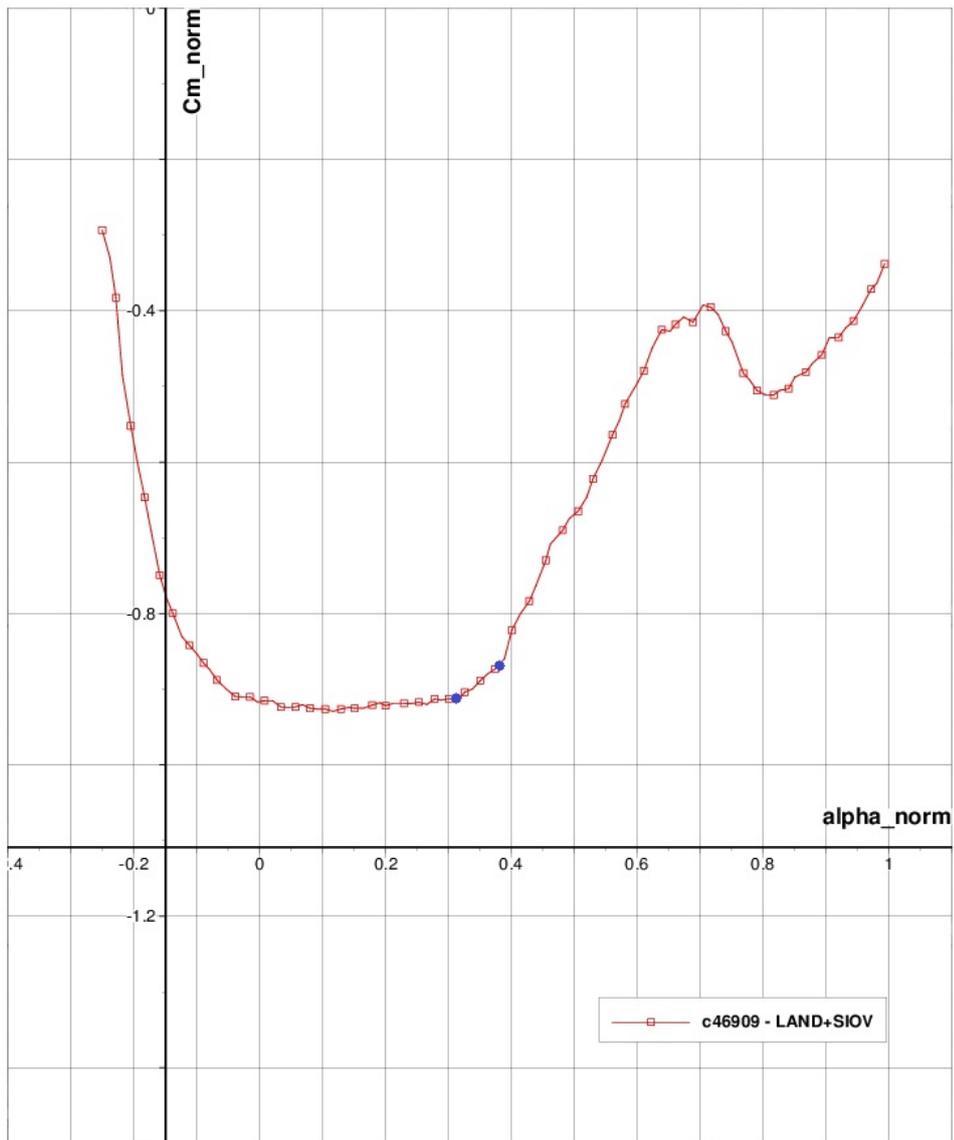


Figura A.19: LAND:  $C_{M_{norm}} - \alpha_{norm}$

## Curve dei coefficienti aerodinamici

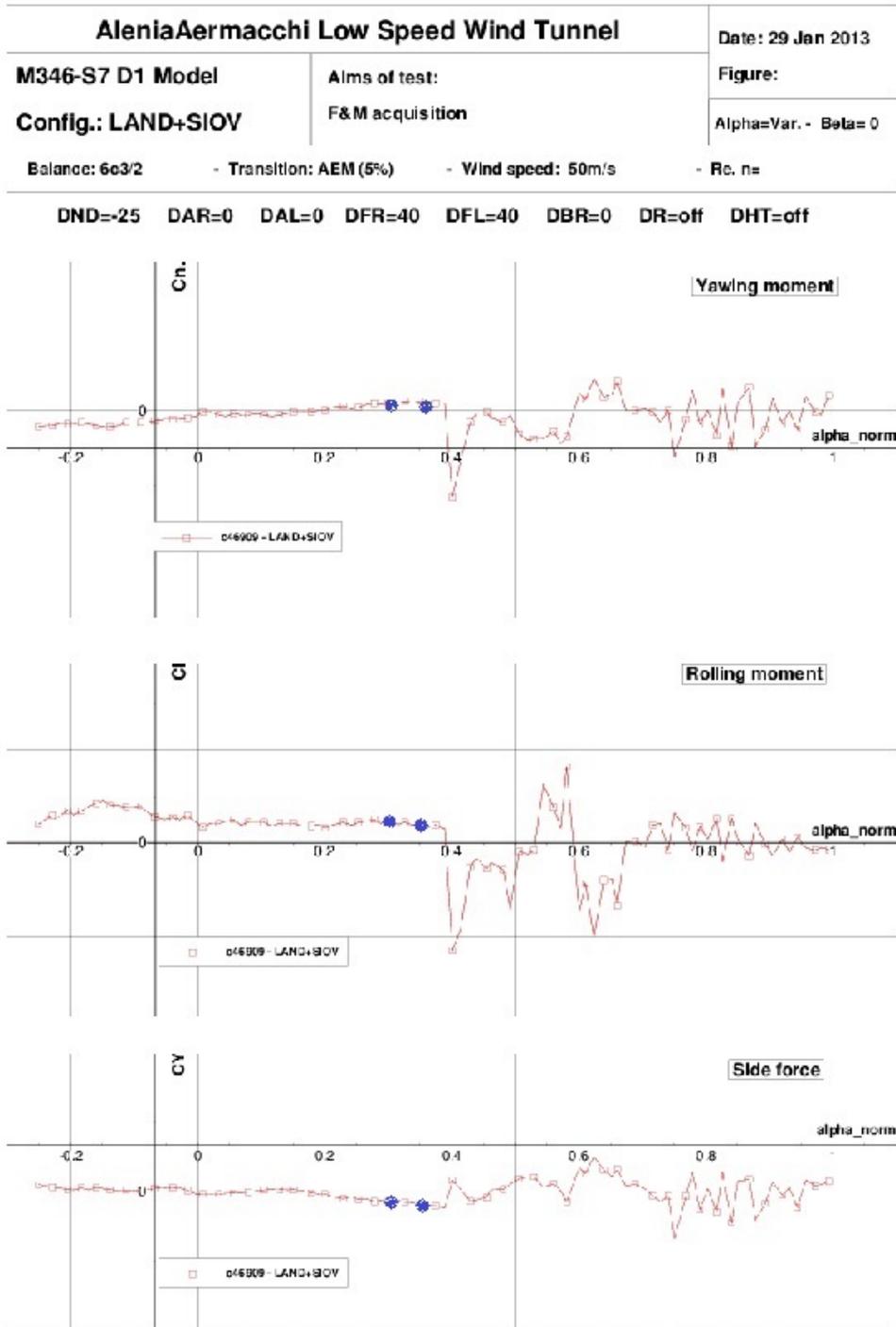


Figura A.20: LAND: Yaw, Roll, Side Force –  $\alpha_{norm}$



# Bibliografia

- [1] AIAA CFD High Lift Prediction Workshop. New Orleans, June 2012.
- [2] AAEM. Tuft visualizations. *Wind Tunnel data*, 1982.
- [3] James F. Campbell and Russel F. Osborn. Leading edge vortex research: some nonplanar concepts and current challenges. In *Vortex Flow Aeodynamics, NASA Conference Publication*. NASA Conference Publication, 1985.
- [4] K.S. Choi et al. Turbulent boundary layer control with plasma actuators. *Phil. Trans. R. Soc. A*, pages 369(1940):1443–1458, 2011.
- [5] T.C. Corke et al. Sensing and control of flow separation using plasma actuators. *Phil. Trans. R. Soc. A*, pages 369(1940):1459–1476,, 2011.
- [6] Simone Crippa. *Advances in vortical flow prediction methods for design of delta-winged aircraft*. PhD thesis, KTH Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 2008.
- [7] S. Crippa and A. Rizzi. Steady, subsonic CFD analysis of the VFE-2 configuration and comparison to wind tunnel data. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, (7-10)*, January 2008.
- [8] S. Crippa and A. Rizzi. Reynolds number effects on blunt leading edge delta wings. *1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany*, September 2007.
- [9] S. Crippa and A. Rizzi. Numerical investigation of Reynolds number effects on a blunt leading-edge delta wing. *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, USA, (5-6)*, June 2006.
- [10] S. Crippa and A. Rizzi. Initial steady/unsteady CFD analysis of vortex flow over the VFE-2 delta wing. *25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Hamburg, Germany, (3-8)*, September 2006.

- [11] John H. Del Frate. Water tunnel results of leading-edge vortex flap tests on a delta wing vehicle. In *Vortex Flow Aerodynamics, NASA Conference Publication*, 1985.
- [12] M. Goldman et al. The corona discharge, its properties and specific uses. *Pure & Appl. Chem.*, page 57(9):1353–1362, 1985.
- [13] James W. Gregory et al. Force production mechanisms of a dielectric-barrier discharge plasma actuator, 8-11 January 2007.
- [14] Darren V. Grove. Computational fluid dynamics study of an abrupt wing stall phenomena on the F/A-18E using the patented “sawtooth” leading edge flap. *Naval Air Systems Command, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 2006*.
- [15] Robert W. Guyton et al. Forebody vortex control aeromechanics. In *Manoeuvring Aerodynamics*. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1991.
- [16] M. Gad el Hak. Flow control: the future. *J. Aircraft*, pages 38(3):402–418, 2001.
- [17] M. Gad el Hak. Flow control – passive, active and reactive flow management. *Cambridge University Press*, 2000.
- [18] John Ernest Harry. *Introduction to Plasma Technology*. Wiley-VCH, 1st edition, 2010.
- [19] Keith D. Hoffer et al. Investigate tail buffet characteristics due to bursting vortex vortices. In *Vortex Flow Aerodynamics, NASA Conference Publication*, 1985.
- [20] Keith D. Hoffer et al. Basic studies on delta wing flow modifications by means of apex fences. In *Vortex Flow Aerodynamics, NASA Conference Publication*, 1985.
- [21] B. Hunt. The role of computational fluid dynamics in high angle-of-attack aerodynamics. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) High Angle-of-Attack Aerodynamics*, SEE N 83-18683 09-02, 1982.
- [22] David L. and Kao Han-Wei Shen. Numerical surface flow visualization. *MRJ Technology Solutions, NASA Ames Research Center*, 1998.

- [23] John E. Lamar and James F. Campbell. Recent studies at NASA-langley of vertical flows interacting with neighboring surfaces. *NASA Langley Research Center*, 1984.
- [24] L. Leger et al. Influence of a DC corona discharge on the airflow along an inclined flat plate. *J. Electrostatic*, page 51–52:300–306, 2001.
- [25] Andrea Macchi. Scariche di plasma per applicazioni tecnologiche. Technical report, polyLAB, CNR-INFN, Dip. Fisica, Pisa, 2007.
- [26] Gerald N. Malcolm and Andrew M. Skow. Improved high angle of attack controllability through vortex manipulation. *Eidetics International, Inc., Visual Aerodynamics Div., Torrance, CA*, pages Chapter DOI: 10.2514/6.1986–2277, 1986.
- [27] Gerald N. Malcolm and T. Terry. Aerodynamic control of fighter aircraft by manipulation of forebody vortices. In *Manoeuvring Aerodynamics*. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1991.
- [28] Catherine B. McGinley et al. 3D high-lift flow-physics experiment-transition measurements. *35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia*, (6-9), June 2005.
- [29] R. Mestriri et al. An experimental study of a plasma actuator in absence of free airflow: Ionic wind velocity profile. *Phys. Plasmas*, page 17(18):7, 2006.
- [30] Eric Moreau. Airflow control by non-thermal plasma actuators. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, page 40:605–636, 2007.
- [31] E. Moreau et al. Effect of a DC surface-corona discharge on a flat plate boundary layer for air flow velocity up to 25 m/s. *J. Electrostatics*, page 64(3–4):215–225, 2006.
- [32] G. F. Moss. Some UK research studies of the use of wing-body strakes on combat configurations at high angle of attack. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) High Angle-of-Attack Aerodynamics*, 1982.
- [33] David J. Peake and Murray Tobak. Three-dimensional flows about simple components at high angle of attack. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD)*, 1982.

- [34] David J. Peake and Murray Tobak. Three-dimensional separation and reattachment. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD)*, 1982.
- [35] Adam J. Pierce et al. New developments in surface oil flow visualization. *University of Texas at Arlington, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Chicago, Illinois, 28 June - 1 July 2010*.
- [36] Edward C. Polhamus. Vortex lift research: early contributions and some current challenges. In *Vortex Flow Aerodynamics, NASA Conference Publication*, 1985.
- [37] Alan Pope et al. *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. Third edition, 1999.
- [38] Stephen B. Pope. *Turbulent Flows*. Cambridge University, 2000.
- [39] A.M. Skow and G.E. Erickson. Aerodynamic characteristics of wing body combinations at high angle of attack. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) High Angle-of-Attack Aerodynamics*, 1984.
- [40] A.M. Skow and G.E. Erickson. Modern fighter aircraft design for high-angle-of-attack maneuvering. *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) High Angle-of-Attack Aerodynamics*, 1984.
- [41] L. Visintini, R. Pertile, and A. Mentasti. Parametric effects of some aircraft components on high-alpha aerodynamic characteristics. In *Manoeuvring Aerodynamics*. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1991.
- [42] L. Visintini, R. Pertile, et al. Parametric effects on high incidence aerodynamics characteristics. In *Manoeuvring Aerodynamics*. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1991.
- [43] E. Wedemeyer. High angle of attack aerodynamics. Vortex breakdown. *Von Karman Institute for fluid dynamics*, 1982.
- [44] H. Werlé. Flow visualization techniques for the study of high incidence aerodynamics. *Office National d'études et de recherches aérospatiales (ONERA)*, 1984.